

10747879

AGARD-LS-42-VOL. 2

AGARD-LS-42-VOL. 2

# AGARD

ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT

7 RUE ANCELLE 92 NEUILLY SUR SEINE FRANCE

AGARD LECTURE SERIES No. 42

Volume 2

## Aerodynamic Problems of Hypersonic Vehicles

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION



## THE MISSION OF AGARD

The mission of AGARD is to bring together the leading personalities of the NATO nations in the fields of science and technology relating to aerospace for the following purposes:

- Exchanging of scientific and technical information;
- Continuously stimulating advances in the aerospace sciences relevant to strengthening the common defence posture;
- Improving the co-operation among member nations in aerospace research and development;
- Providing scientific and technical advice and assistance to the North Atlantic Military Committee in the field of aerospace research and development;
- Rendering scientific and technical assistance, as requested, to other NATO bodies and to member nations in connection with research and development problems in the aerospace field.
- Providing assistance to member nations for the purpose of increasing their scientific and technical potential;
- Recommending effective ways for the member nations to use their research and development capabilities for the common benefit of the NATO community.

The highest authority within AGARD is the National Delegates Board consisting of officially appointed senior representatives from each Member Nation. The mission of AGARD is carried out through the Panels which are composed of experts appointed by the National Delegates, the Consultant and Exchange Program and the Aerospace Applications Studies Program. The results of AGARD work are reported to the Member Nations and the NATO Authorities through the AGARD series of publications of which this is one.

Participation in AGARD activities is by invitation only and is normally limited to citizens of the NATO nations.

Published July 1972

629.7.015.3  
629.7.016.55  
629.7.02



Printed by Technical Editing and Reproduction Ltd  
Harford House, 7-9 Charlotte St, London, W1P 1HD

## PREFACE

A Lecture Series, directed by Professor Kurt Enkenhus, was held in January, 1970, at the von Kármán Institute, Rhode-St-Genèse, near Brussels. In April, 1971 the Fluid Dynamics Panel of AGARD agreed to the publication of these lectures, to which have been added subsequently two further papers (on viscous and real-gas effects), which formed part of a VKI Lecture Series entitled High-altitude Aspects of Lifting Re-entry Vehicles, held in May, 1971, with Dr John Wendt as Lecture Series Director.

The resultant set of papers now appears in two volumes. The second of these is concerned entirely with propulsion, and has already been published as ONERA Note Technique No.169 ("Propulsion des véhicules hypersoniques", 1970): acknowledgement is due to ONERA, France, for permission to reproduce this paper in its original form.

Acknowledgement is also due to several of the lecturers for modifying their original manuscripts in order to make them more suitable for publication in printed form. The AGARD Fluid Dynamics Panel member responsible for review of the original material and for general editing of the publication was Dr R.C.Pankhurst (UK).

## PREFACE

Un cycle de conférences a été organisé en Janvier 1970, à l'Institut von Kármán de Rhode-Saint-Genèse, près de Bruxelles, sous la direction du Professeur Kurt Enkenhus. En Avril 1971, le Groupe de Travail de Dynamique des Fluides, de l'AGARD, approuva officiellement la publication de ces conférences, auxquelles furent ajoutées ultérieurement deux communications (sur les effets de la viscosité et des gaz réels), présentées dans le cadre d'un cycle de conférences de l'IVK sur "Les aspects, aux altitudes élevées, des véhicules de rentrée portants", qui eut lieu en mai 1971 sous la direction du Dr John Wendt.

Ces exposés font l'objet de deux volumes. Le second est entièrement consacré à la propulsion et a déjà été publié par l'ONERA en tant que Note Technique No. 169 ("Propulsion des véhicules supersoniques", 1970). Nous remercions l'ONERA (France) de nous avoir permis de reproduire cette publication sous sa forme originale.

Nous exprimons également nos remerciements aux conférenciers qui ont modifié le texte original de leurs exposés afin de les rendre plus adaptés à l'impression. Le membre du Groupe de Travail de Dynamique des Fluides de l'AGARD, responsable de la révision des textes originaux et de leur préparation à la publication, est le Dr R.C.Pankhurst (Royaume Uni).

## TABLE DES MATIÈRES

RÉSUMÉ	4
AVANT-PROPOS	5
PROPULSION DES VÉHICULES HYPERSONIQUES	5
PARTIE 1 : Choix du mode de propulsion	5
INTRODUCTION	5
I - CARACTÉRISTIQUES DE LA PROPULSION, HYPERSONIQUE	6
I,1. Évolution du taux de charge utile	6
I,2. L'hydrogène combustible de l'hyperonique	8
I,3. Interdépendance (propulsion, structure) en hyperonique	8
I,4. Diversité des missions en hyperonique	9
I,5. Ambiance de vol	9
II - PROPULSEURS POUR VÉHICULES HYPERSONIQUES	9
II,1. Les fusées (fig. 6)	9
II,1,1. Les fusées chimiques	11
II,1,2. La fusée nucléaire	11
II,2. Les moteurs aérobie (fig. 7)	11
II,2,1. Turboréacteurs	12
II,2,2. Statoréacteurs conventionnels	12
II,2,3. Statoréacteur à combustion supersonique	12
II,2,4. Combustion externe	12
II,3. Les moteurs composites (fig. 8)	12
II,3,1. Le turbo-stato	13
II,3,2. Le turbo-fusée	13
II,3,3. Le combiné stato-conventionnel et supersonique	15
II,3,4. La fusée à appoint d'air	15
II,3,5. Le stato-fusée	15
III - LES MISSIONS - CHOIX DE LA PROPULSION	15
III,1. Les missions atmosphériques	15
III,1,1. L'avion hyperonique (fig. 13)	16
III,1,2. Le missile atmosphérique	16
III,2. Missions atmosphériques et spatiales	17
III,2,1. Le lanceur spatial	17
III,2,1,1. Performances	18
III,2,1,2. Comparaisons des résultats	19
III,2,2. L'engin militaire longue portée	20
IV - CONCLUSION	21
PARTIE 2 : Propulsion par fusée	23
I - GÉNÉRALITÉS SUR LA PROPULSION PAR FUSÉE [2] [3]	23
I,1. Définition et principe	23
I,2. Paramètres caractéristiques de la propulsion	25
I,3. Performances des systèmes [4]	25
I,4. Etudes des divers systèmes de propulsion	29
I,4,1. Systèmes à propergol solide [6]	29
I,4,2. Systèmes à propergol liquide	31
I,4,3. Systèmes hybrides [8]	33
I,4,3,1. Combustion du solide	33
I,4,3,2. Organisation de la combustion	34
I,4,3,3. Modulation de la poussée	34
I,4,3,4. Propulseur hybride de forte poussée	35



II - SYSTÈME CHIMIQUE A PROPERGOL HYDROGÈNE LIQUIDE-OXYGÈNE LIQUIDE	39
II,1. Performances	39
II,2. Système d'injection [10]	40
II,3. Foyer	42
II,4. La tuyère	42
II,5. Système de refroidissement	43
II,6. Système d'alimentation	45
II,7. Système de propulsion à haute pression	46
II,8. Problèmes posés par le groupe réservoirs	48
II,9. Instabilité de combustion - Effet Pogo [20]	49
II,10. Allumage	53
III - PROPULSION NUCLÉO-THERMIQUE	53
III,1. Principe de fonctionnement [22]	53
III,2. Échangeur thermique	54
III,3. Fonctionnement du réacteur en régime permanent	55
III,4. Matériaux	57
III,5. Régime transitoire [23] [24]	57
IV - CONCLUSION	58
RÉFÉRENCES	59
 PARTIE 3 : Statoréacteurs	 61
INTRODUCTION	61
I - CARACTÉRISTIQUES DES STATORÉACTEURS	61
I,1. Généralités	61
I,1.1. Principes généraux	61
I,1.2. Cycles de fonctionnement (fig. 3)	63
I,1.3. Domaine de vol	63
I,1.4. Ambiance interne	64
I,2. Les composants du statoréacteur	66
I,3. La prise d'air (fig. 7)	66
I,3.1. Paramètres caractéristiques	66
I,3.2. Amorçage d'une prise d'air	67
I,3.3. Différents types de prise d'air	68
I,3.4. Efficacité de quelques prises d'air	68
I,3.5. Effet de l'incidence	68
I,3.6. Influence des couches limites	70
I,4. Chambre de combustion	70
I,4.1. Théorie	70
I,4.1.1. Apport de chaleur dans un écoulement	70
I,4.1.2. Combustion à pression constante	72
I,4.1.3. Combustion à section constante	72
I,4.1.4. Pertes de pression d'arrêt dues à la combustion	72
I,4.1.5. Régime d'équilibre figé et réel	73
I,4.1.6. Combustion subsonique et combustion supersonique	74
I,4.1.7. Fonctionnement d'une chambre subsonique ou supersonique	74
I,4.2. Technique de combustion technologie	76
I,4.2.1. Chambre de combustion subsonique	76
I,4.2.2. Chambre supersonique (fig. 20b)	76
I,4.3. Choix du combustible (fig. 23 et 24)	78
I,4.4. Ejecteur	79
I,4.4.1. Types d'éjecteurs	79
I,4.4.2. Adaptation	81
I,4.4.3. Efficacité	81
I,5. Structures et matériaux	81
I,5.1. Propulseur non réutilisable ou courte durée	83
I,5.2. Propulseur réutilisable ou longue durée	83

II - LES PERFORMANCES	84
II,1. Equations générales	84
II,2. Sensibilité à la richesse	85
II,3. Sensibilité à la prise d'air et à la combustion	85
II,4. Sensibilité au taux de détente	86
II,5. Géométrie variable et géométrie fixe	87
III - APPLICATIONS	88
III,1. Statoréacteur conventionnel - STATAI TEX	88
III,2. Statoréacteur à combustion supersonique	89
III,2.1. Etude de Mac Gill University	90
III,2.2. Statoréacteur à deux modes - Combustion subsonique puis supersonique	90
CONCLUSION	93
RÉFÉRENCES	94
 PARTIE 4 : Problèmes aérodynamiques	 95
I - INTRODUCTION	95
II - PROBLÈMES GÉNÉRAUX	95
II,1. Problème d'équilibrage longitudinal	97
II,2. Problèmes aérodynamiques des véhicules hypersoniques à moteurs cernés	98
II,3. Avions hypersoniques pilotes	98
II,4. Stabilité de route	101
II,5. Problèmes de sortie d'air	104
III - LA NAVETTE SPATIALE (Space Shuttle)	106
III,1. Charges aérodynamiques sur rampe	106
III,2. Problèmes transsoniques	108
III,3. Phase supersonique/hypersonique de la montée	110
III,4. Séparation des étages	111
III,5. Vol hypersonique	112
IV - EFFETS AÉRODYNAMIQUES DE L'ÉLASTICITÉ	113
V - PROBLÈMES FONDAMENTAUX	115
V,1. Problèmes des gouvernes	115
V,2. Problèmes de couche limite	117
VI - ÉCHAUFFEMENT CINÉTIQUE EN INCIDENCE	117
VII - QUELQUES CONSIDÉRATIONS DE PRIX	118
VII,1. Développement des moteurs hypersoniques aérobie	118
VII,2. La navette spatiale (Space Shuttle)	119
VII,3. Impact du prix sur le type de propulseur fusée	121
RÉFÉRENCES	122

# PROPULSION DES VEHICULES HYPERSONIQUES

par

Roger MARGUET, Marcel BARRERE et René CERESUELA

## RÉSUMÉ

Le choix du système propulsif des véhicules hypersoniques (avion, fusée non récupérable, navette spatiale) est rendu particulièrement critique par la grande sensibilité des performances dans ce domaine de vitesses.

Les critères de ce choix, ainsi que les possibilités thermodynamiques et technologiques offertes par la propulsion par fusée à base chimique ou nucléaire et par la propulsion aérobie à combustion subsonique ou supersonique, sont successivement analysés. Les solutions d'avenir sont évoquées.

On montre, en s'appuyant sur des projets en cours, qu'aux vitesses hypersoniques les problèmes d'interdépendance entre la propulsion, l'aérodynamique et les structures prennent une importance primordiale, et qu'en conséquence les études de propulsion ne peuvent être dissociées de celles de ces autres disciplines.

Descripteurs (thésaurus CEDOCAR) : Vol hypersonique - Avions hypersoniques - Véhicules hypersoniques - Propulsion - Performances - Statoréacteurs.



## PROPULSION OF HYPERSONIC VEHICLES

## SUMMARY

The choice of the propulsive system of hypersonic vehicles (aircraft, non-recoverable rocket, space shuttle) is particularly critical because of the high sensitivity of their performance in this velocity range.

The criteria of this choice, as well as the thermodynamic and technological possibilities of the chemical or nuclear rocket, and the airbreathing propulsion with either subsonic or supersonic combustion, are successively analyzed. Solutions for the future are suggested.

It is shown, from projects under development at present, that at hypersonic speeds the interdependence between propulsion, aerodynamics and structures takes a primary importance and that, as a consequence, the propulsion studies cannot be dissociated from those of these other disciplines.

Descriptors (NASA thesaurus) : Hypersonic vehicles - Hypersonic flight - Hypersonic aircraft - Propulsion - Propulsion system configurations - Propulsion system performance - Propulsive efficiency - Air breathing engines.

## AVANT-PROPOS

Au cours de la prochaine décennie, les vols hypersoniques propulsés prendront vraisemblablement une place très importante dans les missions rapides à applications civile et militaire. En effet, l'avènement de la navette spatiale récupérable, pour la conquête économique de l'espace, modifiera profondément la politique suivie jusqu'ici dans le domaine des lanceurs.

Dans le cadre des conférences de l'Institut Von Karman de Dynamique des Fluides à Rhode-St-Genèse du 19 au 23 janvier 1970, les problèmes posés par la propulsion des véhicules hypersoniques ont été abordés, à l'intention des ingénieurs et des scientifiques de l'Aérospatiale, non familiarisés avec les problèmes de propulsion. C'est pour cette raison qu'avant d'exposer les problèmes spécifiques de la propulsion hypersonique, quelques idées de base ont été reprises.

Compte tenu du temps limité qui était imparti aux conférenciers il a semblé utile de centrer ces conférences sur les quatre thèmes suivants :

- 1 - Choix du mode de propulsion en hypersonique.
- 2 - La propulsion par fusée.
- 3 - La propulsion par statoréacteur.
- 4 - Les problèmes aérodynamiques d'interdépendance avec la propulsion.

La première conférence est consacrée à l'étude générale de la propulsion en hypersonique et insiste sur les moyens disponibles envisagés pour assurer ce type de mission. Dans la deuxième conférence, l'accent est mis plus particulièrement sur les systèmes à propulseurs liquides hydrogène, oxygène ainsi que sur la propulsion nucléaire thermique.

Parmi les systèmes de propulsion atmosphérique, objet de la 3<sup>e</sup> conférence, on a surtout développé les types de statoréacteur à combustion subsonique et super sonique, au détriment des systèmes hybrides stato-fusée ou turbo-stato.

Enfin dans la dernière conférence, les problèmes d'interaction sont abordés. On montre en particulier que les problèmes de propulsion sont intimement liés à la définition de l'aérodynamique et de l'architecture d'ensemble du véhicule hypersonique.



## PROPULSION DES VÉHICULES HYPERSONIQUES\*

### PARTIE 1

#### CHOIX DU MODE DE PROPULSION

par

Roger MARGUET

### INTRODUCTION

Le premier problème qui se pose à l'ingénieur chargé de définir un véhicule hypersonique, missile ou avion, est un problème de choix, quant à son dispositif de propulsion. L'ingénieur responsable du projet se trouve en effet en présence d'un ensemble de moyens plus ou moins alléchants, plus ou moins utilisés, de performances apparentes bien souvent équivalentes. Pour des projets de véhicules subsoniques ou supersoniques, le critère de choix dépendra beaucoup plus de l'expérience et de la personnalité du responsable que des possibilités intrinsèques du propulseur.

Au fur et à mesure que les vitesses s'accroissent, ces méthodes sont mises à défaut, et aux vitesses hypersoniques, le spécialiste doit faire appel à des notions d'efficacité optimale. Car, comme nous aurons l'occasion de le souligner, une des caractéristiques essen-

---

\* Conférences présentées à l'Institut Von Karman, Rhode St Genèse, 18-23 janvier 1970.

tielles de l'hypersonique est la grande sensibilité de ses performances aux paramètres, tels que l'aérodynamique, la propulsion, les structures...

Le domaine du vol hypersonique est fort étendu et ses missions apparaissent nombreuses et variées, que ce soit dans l'espace ou dans l'atmosphère.

- Avion hypersonique, long courrier.
- Intercepteur hypersonique.
- Engin balistique.
- Lanceur de satellites.
- Véhicule orbital, géostationnaire, lunaire.
- Véhicules intersidéraux.

Nous nous attarderons quelque peu sur le caractère de grande sensibilité du vol hypersonique, en prenant comme exemple quelques unes des missions évoquées ci-dessus, avant d'aborder l'inventaire et les caractéristiques des propulseurs hypersoniques des années à venir et de tenter d'établir les critères du choix de la propulsion optimale.

## I - CARACTÉRISTIQUES DE LA PROPULSION HYPERSONIQUE

### I,1 - Évolution du taux de charge utile

L'acquisition des grandes vitesses nécessite l'emport d'énergie considérable (énergie cinétique, travail de traînée, travail de pesanteur), d'autant plus qu'en général les rendements de la propulsion et de l'aérodynamique se dégradent très vite avec la vitesse (fig. 1). Il en résulte, qu'aux vitesses hypersoniques l'efficacité de la mission définie par :

$$c = \frac{\text{charge utile}}{\text{masse au départ}}$$

devient ridiculement petite.

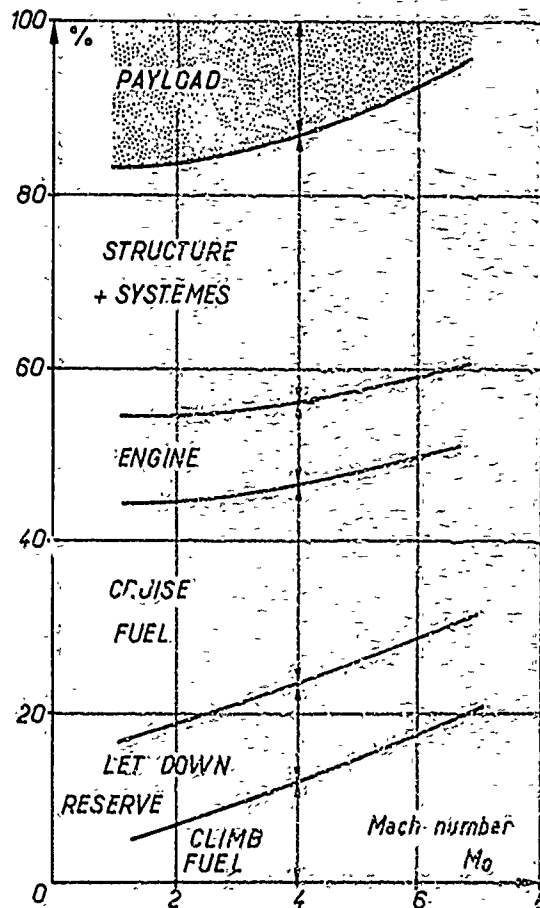


Fig. 1 - Percentage component weight breakdown of a cruise aircraft. Mission 3000 N. Mile - Theory Ref. Lang (England).

Cette évidence est concrétisée par la figure 2 sur laquelle on a reporté, en fonction de la vitesse, les valeurs des efficacités

$$c = \frac{\text{charge utile}}{\text{masse au départ}}$$

pour un certain nombre d'avions et d'engins opérationnels ou en étude à ce jour.

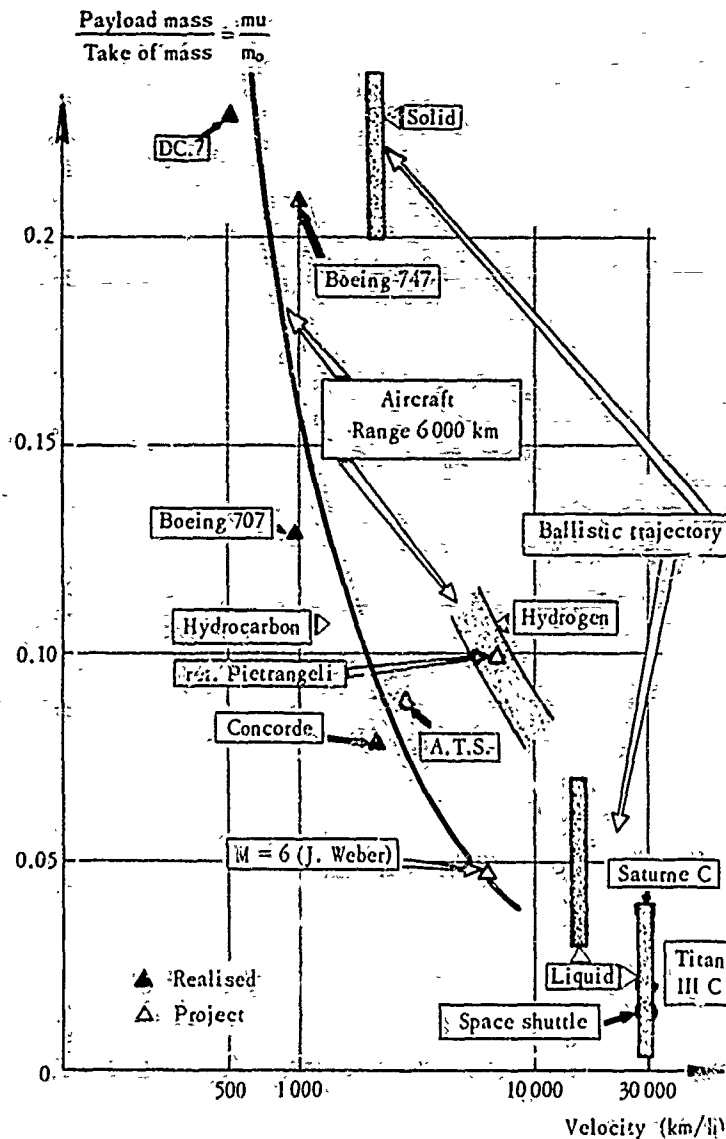


Fig. 2 - Payload sensitivity to the velocity.

On constate :

- qu'entre le Boeing 707, qui vole à une vitesse de Mach 0,9, et l'avion de transport supersonique américain Mach 3 ou Concorde Mach 2, la valeur des efficacités,  $c$ , passe de 0,14 à 0,08 ;
- à Mach 6, cette efficacité tombe à 0,05 (étude américaine réf. Weber). Tous ces avant-projets correspondent sensiblement aux mêmes masses de charge utile (transport de 125 passagers sur 7000 km), et au même type de combustible : le kérosène.
- Par extrapolation, à Mach 7 ou 8, et pour la même mission, l'efficacité d'un avion de transport n'excèdera pas 3 %.
- Notons également l'influence bénéfique d'une augmentation de la charge utile. L'efficacité du Boeing 747 (transport de 350 passagers, 7000 km) approche 21 %, soit un gain de 50 % par rapport au Boeing 707.

Cet examen nous conduit à la conclusion suivante :

la réalisation de transporteurs hypersoniques 100 à 150 passagers, 7000 km, à kérosène n'est guère envisageable et l'examen de la figure 3 en démontre la raison.

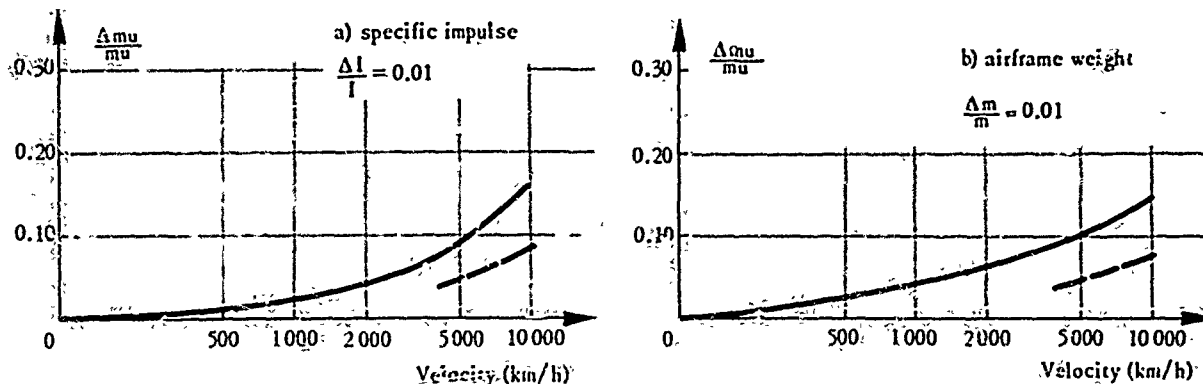


Fig. 3 - Sensibility ratio of the payload to specific impulse and airframe weight.

Aux grandes vitesses, la sensibilité des performances à de petits écarts de la propulsion ou des structures devient excessive et rend le projet trop critique pour être rentable.

Exemple : effet sur la charge utile d'une augmentation de masse de structure ou de consommation de 1%.

Vitesse	0,9	Concorde	6
réduction $\frac{\Delta m_u}{m_u}$	0,02	0,05	0,10

Les contraintes des grandes vitesses sont bien connues des spécialistes et en particulier des ingénieurs responsables des avions supersoniques. L'avion franco-anglais - Concorde - en est actuellement le meilleur exemple (charge utile de 8 %).

## 1.2 - L'hydrogène combustible de l'hypersonique

Pour remédier à ces difficultés, deux voies s'offrent à l'hypersonique :

- augmenter considérablement la charge utile (effet bénéfique de la dimension),
- utiliser un combustible plus énergétique, tel que l'hydrogène.

Pour ses hautes qualités propulsives et cryogéniques, l'hydrogène est certainement le combustible de l'hypersonique.

Sur la figure 2, on a reporté les efficacités d'un hypothétique avion de transport hypersonique et d'un transporteur orbital récupérable à hydrogène - Space Shuttle - dont l'avant-projet a déjà été établi par les Américains.

À Mach 7, l'efficacité c d'un avion de transport (150 passagers, 7 000 km) devrait atteindre

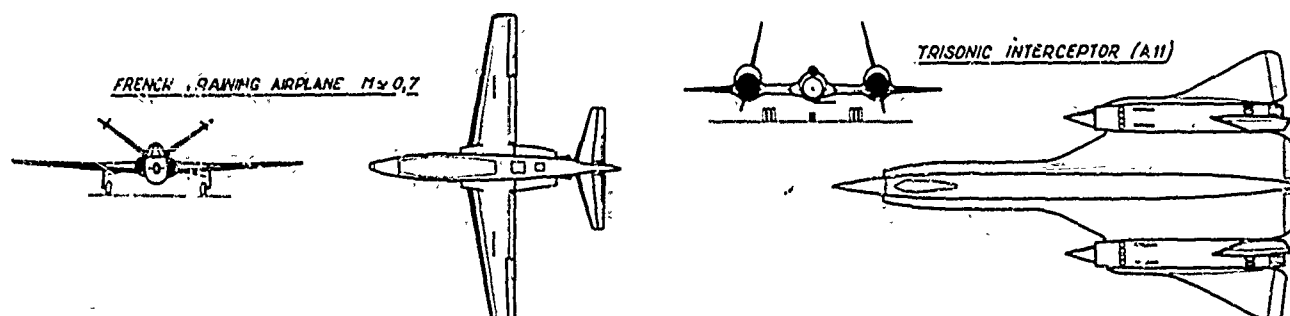
$$c = \frac{\text{charge utile}}{\text{masse au départ}} \approx 0,10 \quad \text{avec l'hydrogène.}$$

## 1.3 - Interdépendance [propulsion, structure] en hypersonique

### Importance du moteur

L'acquisition des grandes vitesses fait appel à des moteurs de plus en plus puissants et de plus en plus volumineux. Les sensibilités évoquées ci-dessus exigent d'excellents bilans propulsifs. Pour ces raisons, l'art d'intégrer le moteur sur le véhicule en hypersonique prend une importance considérable.

La figure 4 nous schématise le rôle croissant du moteur en fonction de la vitesse de vol.



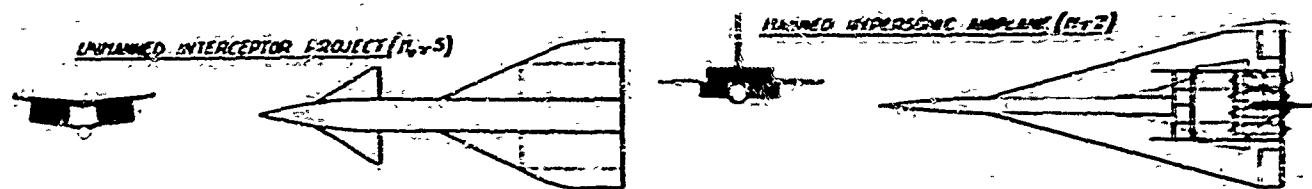


Fig. 4 - Engine front view at increasing Mach number.

On peut dire qu'aux vitesses hypersoniques élevées le véhicule est un moteur autour duquel on loge la cellule, les équipements, etc... Il domine le projet et dirige l'architecture du véhicule.

Aux vitesses subsoniques et supersoniques modérées, ce rôle est tenu par la cellule : le moteur n'est qu'un composant indépendant. Sa mise au point peut être dissociée de celle de la cellule et son intégration à l'ensemble de l'appareil ne soulève généralement pas de graves problèmes.

#### 1,4 - Diversité des missions en hypersonique

Un moteur adapté à chaque mission avec un souci constant d'optimisation, le problème de la propulsion des véhicules hypersoniques est donc d'une ampleur considérable.

Conventionnellement, on peut classer les propulseurs des véhicules hypersoniques en trois grandes familles :

Propulseurs pour :

- missions atmosphériques
- missions atmosphériques et spatiales
- missions spatiales

Ces dernières, qui se caractérisent par l'emploi de propulseurs particuliers, spécifiques des faibles poussées, des faibles consommations et des très longues durées (plusieurs heures), ne seront pas traitées au cours de ces conférences.

#### 1,5 - Ambiance de vol

L'optimisation des propulseurs hypersoniques doit tenir compte des conditions d'ambiance très sévères, vide, pressions et températures élevées auxquelles seront soumises les structures.

La figure 5 donne quelques valeurs typiques des conditions rencontrées, jusqu'aux vitesses orbitales, à savoir

$$\frac{p_i}{p} = \frac{\text{pression totale}}{\text{pression statique ambiante}}$$

$$\frac{p'_i}{p} = \frac{\text{pression d'arrêt}}{\text{pression statique ambiante}}$$

$T'_i$  = Température d'arrêt, après choc droit.

## II - PROPULSEURS POUR VÉHICULES HYPÉRONIQUES

Etablissons maintenant l'inventaire des propulseurs capables d'assurer ces vols hypersoniques. Nous ne retiendrons que les propulseurs permettant d'atteindre ou de dépasser des vitesses au moins égales à Mach 5 (début de l'hypersonique). Trois types de propulseurs peuvent être utilisés.

- les fusées à propergol chimique ou nucléaire,
- les moteurs aérobies,
- les moteurs composites (fusée + aérobie).

Examinons pour chacun d'eux les caractéristiques principales et leurs chances d'avenir.

#### II,1 - Les fusées (fig. 6)

Ce sont des systèmes à réaction pure où l'effort propulsif est obtenu par une variation de la quantité de mouvement du système lui-même, par l'intermédiaire d'un éjecteur. Le fonctionnement est autonome (combustible et comburant sont stockés à bord). Les bases et l'application des fusées en hypersonique sont traitées en détail dans l'exposé de M. Barrère. Relevons quelques caractéristiques essentielles.



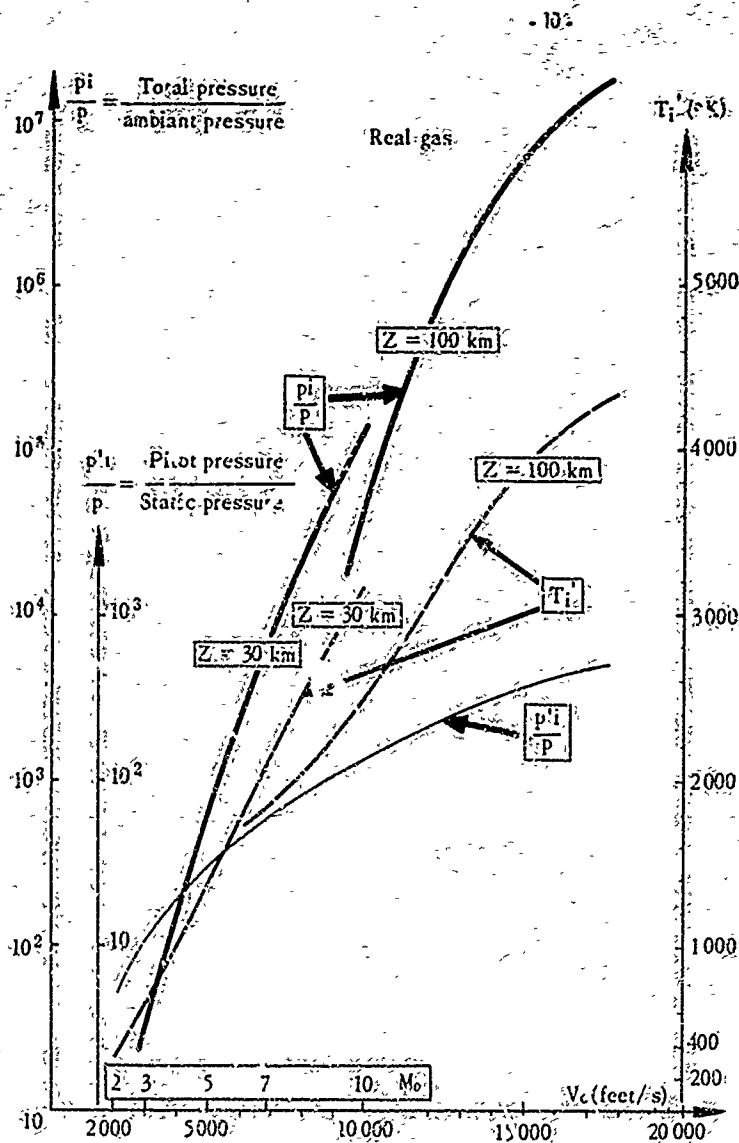
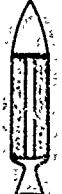





Fig - Hypersonic flight environment.

Fig. 6 - Propulsion of the hypersonic vehicles.

	Chemical rockets			Nuclear rockets
Type	 Solid	 Liquid	 Hybrid	
Mach number	$0 < M < 30$			
Specific impulse	$< 500 \text{ s}$			Present capabilities $\approx 850 \text{ s}$
Thrust per unit area	high			high
Propellant	fuel + oxyder			hydrogen
Characteristics	jet engine			jet engine
Lethality	Not toxic			Nuclear heated exhaust
Advantages	Very high - Thrust weight ratio - Simple, autonomous			High Thrust-weight ratio - High specific impulse
Limitations	Insufficient specific impulse, forbids very long atmospheric flights. No speed or altitude limitations			Limited by materials technology Atmospheric lethality to be investigated Medium to high duration.
Future	Small improvements anticipated			Higher specific impulse depending on improved technology

### 1.1 - Les fusées chimiques

- Propergols solide, liquide ou mixte.
- Fonctionnement dans l'air ou le vide.
- Coefficient de poussée très élevé.
- Consommations fortes.
- Impulsion spécifique =  $\frac{\text{poussée}}{\text{débit massique} \cdot g} \approx 500 \text{ s}$
- Coefficients de construction bas

$$0,03 < \frac{\text{masse à vide, avec réservoirs}}{\text{masse totale avec propergol}} < 0,15$$

(dépendant de la dimension du propulseur).

Avenir :

peu de progrès à envisager : utilisation des fusées haute pression qui amélioreront quelque peu les performances.

### 11.1.2 - La fusée nucléaire

L'énergie libérée par une réaction de fission nucléaire est transférée à un fluide propulsif qui est éjecté à grande vitesse par une tuyère supersonique. L'hydrogène, pour ses qualités propulsives, (faible masse molaire) est utilisé. En pratique les difficultés sont immenses (problèmes de contaminations et de matériaux). L'hydrogène doit être réchauffé à 2 000 ou 3 000 °C, ce qui impose des températures d'échangeur extrêmement élevées.

- Fonctionnement dans le vide ou dans l'atmosphère.
- Impulsions spécifiques  $\leq 850 \text{ s}$ .
- Coefficients de construction  $\approx 0,2$ .
- Coefficients de poussée élevés.
- Impulsions spécifiques limitées par la tenue des matériaux.

Utilisation et avenir : Moteur de croisière ou d'accélération.

Pas encore de moteur opérationnel, (projet américain NERVA). L'utilisation de la fission nucléaire ou de tout autre procédé nucléaire (explosion de charges à très faible masse critique, par exemple) risque de révolutionner les techniques d'utilisation dans les prochaines décades.

Avec l'hydrogène, l'impulsion spécifique maximale de la fusée nucléaire pourrait être de l'ordre de :

$$I_s = \sqrt{\frac{2 C_p T_f}{g}} \approx 10^5 \text{ secondes.}$$

### 11.2 - Les moteurs aérobiles (fig. 7)

L'étude de ces propulseurs sera traitée dans la 3<sup>ème</sup> conférence.


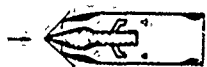

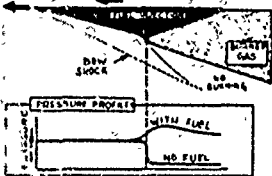
	Turbo-jet	Ramjet	Scramjet	External combustion
Model				
Mach number	< 4	2 à 7	6 à 12	$\geq 8$
Specific impulse	high	high	high	average
Thrust per unit area	average	low	low	very low
Fuel	Kerosene, Hydrogen	Kerosene, Hydrogen	Kerosene, Hydrogen	Hydrogen
Principal characteristics	Compressor moved by turbine supplied with hot gases.	Static compression to subsonic velocity into the chamber.	Static compression to supersonic velocity into the chamber.	Combustion in the base region of the vehicle.
Advantages / drawbacks	Engine of the modern aircraft	more interesting and more simple above Mach 4 not working before Mach 1,5 variable geometry for high efficiencies.	technology more easy no variable geometry more efficient than ramjet after Mach 7	very simple thrust = drag used for cruise engine and lift engine.
Altitude limits	$0,9 \cdot 10^2 \text{ Kft}$	$1,5 \cdot 10^2 \text{ Kft}$	$2 \cdot 10^2 \text{ Kft}$	$2 \cdot 10^2 \text{ Kft}$
Contemplated use	cruise low acceleration	cruise low acceleration	cruise low acceleration	cruise

Fig. 7 - Propulsion of the hypersonic vehicle air breathing engines.

Avec ce type de propulseur, le comburant capté dans l'atmosphère est brûlé dans une chambre de combustion. Les combustibles les mieux appropriés sont les hydrocarbures et l'hydrogène. La poussée dépend de la différence des quantités de mouvement entre les sections d'éjection de tuyère et de captation de la prise d'air. Plusieurs types de moteurs aérobie peuvent être envisagés :

- turboréacteur,
- statoréacteur à combustion subsonique,
- statoréacteur à combustion supersonique,
- statoréacteur à combustion externe.

### 11.2.1 - Turboréacteurs

Leur emploi ne s'étend pas au-delà de Mach 4. Ils peuvent être utilisés en particulier, pour fournir la vitesse minimale de démarrage nécessaire au statoréacteur hypersonique. Notons à cet égard l'intérêt éventuel d'un turboréacteur à hydrogène qui utiliserait le même combustible que le statoréacteur hypersonique.

### 11.2.2 - Statoréacteurs conventionnels

Les vitesses de l'écoulement interne sont toujours subsoniques (présence d'un colsonique). Ils couvrent le domaine  $2 < M_0 < 7$ . Le compresseur est statique. Au-delà de Mach 7, les augmentations d'entropie dues à la recompression de l'air capté deviennent prohibitives, et l'emploi du statoréacteur conventionnel n'est pas à conseiller.

- Impulsions spécifiques élevées.
- Coefficients de construction élevés  $\approx 0,2$ .
- Ne fonctionnent pas en-dessous de Mach 2, ni à des altitudes trop élevées (pression dans la chambre).
- $\frac{\text{Poussée}}{\text{poids}} \approx 1 \text{ à } 3$ .
- Nécessitent une géométrie variable pour obtenir de bons rendements.
- Emplois de combustibles gazeux, liquides ou métalliques.

#### Utilisation et avenir :

- Sont actuellement au point jusqu'à Mach 5.
- Moteur de croisière ou de faible accélération.

### 11.2.3 - Statoréacteur à combustion supersonique

L'écoulement interne faiblement recomprime n'est plus subsonique, comme dans le statoréacteur classique, mais supersonique. Les pertes d'énergie dues à la recompression de l'air capté et les pertes d'énergie dues à la dissociation dans la chambre de combustion (températures élevées) sont alors minimisées. La combustion supersonique permet d'envisager des vols dans le domaine

$$6 < M < 12$$

- Impulsions spécifiques élevées.
- Basses pressions de chambre.
- Problèmes d'échauffement cinétique moins intenses.
- $\frac{\text{Poussée}}{\text{poids}} \approx 1$ .

#### Utilisation et avenir :

- Propulsion des avions hypersoniques futurs.
- Moteur de croisière et de faible accélération.

### 11.2.4 - Combustion externe

Cette propulsion résulte de la combustion d'un combustible auto inflammable injecté à la température de vol dans le bord de fuite ou le culot d'un véhicule hypersonique. Ce propulseur très simple fournit des poussées faibles, mais des portées appréciables (amélioration de la finesse d'un planeur, donc de la portée).

En effet, le gain de pression n'excède guère quelques pour cent de la pression ambiante, comme le montre la planche 7.

#### Utilisation et avenir :

- Propulseur hyperzonique de croisière  $M > 8$ .

### 11.3 - Les moteurs composites (fig. 8)

Ces propulseurs associent les moteurs précédemment présentés. Ils essaient de palier aux imperfections de chacun d'eux tout en élargissant leur domaine de vol.

Ils comprennent :

- le turbo stato,
- le turbo-fusée,
- le combiné ramjet-scrumjet,
- la fusée à appoint d'air,
- le stato-fusée.


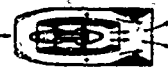

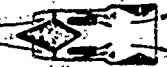

	Turbo-rocket	Turbo-ramjet	Air augmented rocket	Ramjet-rocket	Mixed-ramjet
					
Mach number	$M < 5$	$M < 6$	$M < 6$	$M > 10$	$2,5 < M < 12$
Specific impulse, $I_{sp}$	average	high	average	high	high
Thrust	high	average	high	high	low
Fuel	$[H_2 + O_2], C_n H_{2n}$	$C_n H_{2n}$	$H_2, C_n H_{2n}$	fuel rocket $C_n H_{2n}$ ou $H_2$ ou $B_2$	$C_n H_{2n}, H_2$
Principal characteristics	compressor and turbine driven by hot gas of rocket.	Air intake supplies either the turbo or the ramjet during the flight.	Air added to the gases of the rocket.	Rocket situated inside of ramjet.	Subsonic combustion up to $M_0 = 5$ ; Supersonic combustion from $M_0 = 5$ on.
Advantages and drawbacks	High thrust, but complicated technology (intricate)	Increase the turbo of the range, but complicated technology.	Better than rocket, but heavy technology (variable geometry).	-Very flexible operation. -Atmospheric flight and spatial. -Long range. -Variable geometry.	-No variable geometry -Very economic but studies are very difficult.
Altitude limit	$10^2$ Kft.	$10^2$ Kft.	$10^2$ Kft.	0 to $10^3$ Kft.	$1,5 \cdot 10^2$ Kft.
Futur	Boost engine medium range	Boost + cruise engine medium range	Boost engine low range	Boost engine low range	Boost + cruise engine high range

Fig. 8 - Propulsion of hypersonic vehicles the composite propellers.

### 11.3.1 - Le turbo-stato

L'association du statoréacteur et du turbo permet une utilisation intéressante dans le domaine des vitesses  $0 < M < 6$ .

- Impulsions spécifiques élevées.
- Géométries variables d'entrée et de sortie compliquées.
- Coefficient de construction élevé.

#### Utilisation et avenir :

Accélération + croisière.  
En France, travaux Nord-Aviation.

### 11.3.2 - Le turbo-fusée

L'étude de ce moteur, inventé par les Allemands durant la 2<sup>ème</sup> guerre mondiale, a été reprise aux États-Unis et en Grande-Bretagne il y a quelques années (Rolls Royce). Le cycle de fonctionnement est le suivant. L'énergie nécessaire à l'entraînement de la turbine liée au compresseur du turbo classique n'est plus fournie par une chambre de combustion [air, kérosène]. Un générateur fusée [ $H_2 + C_2$  par exemple] remplace ce dispositif. La richesse du mélange doit être élevée de manière à réduire la température des gaz de la fusée qui doit être compatible avec la technologie de la turbine. L'excès de combustible est brûlé avec l'air capté délivré par le compresseur. Cette combustion assure la plus grande partie de la poussée.

- Impulsions spécifiques intermédiaires entre la fusée et le turbojet.
- Coefficients de poussée élevés.
- Rapport  $\frac{\text{Poussée}}{\text{Poids}}$  élevé.
- Fonctionnement  $0 < M < 6$ .
- Technologie plus simple que celle du turbo.

#### Utilisation et avenir :

Moteur d'accélération.  
Croisière atmosphérique hypersonique, moyenne portée (missile).

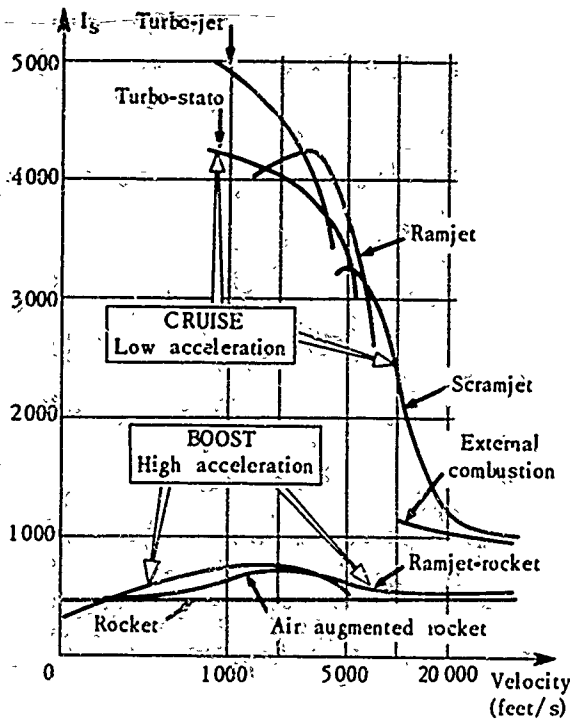


Fig. 9 - Hypersonic propulsion overall performance.

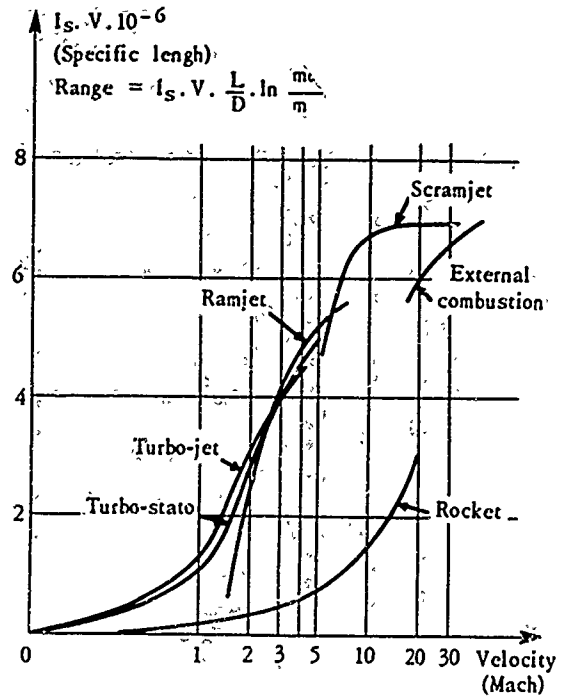
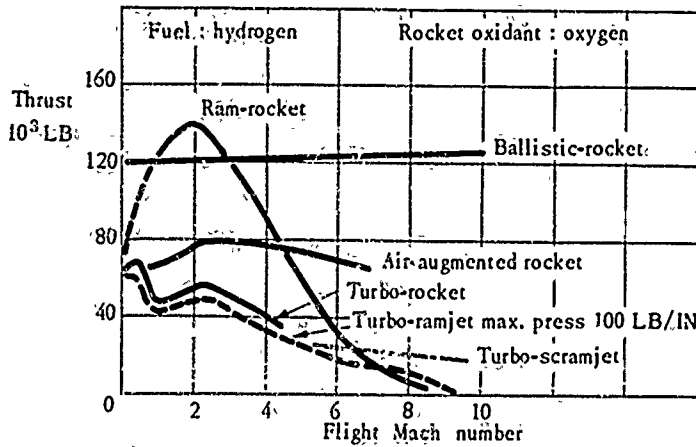
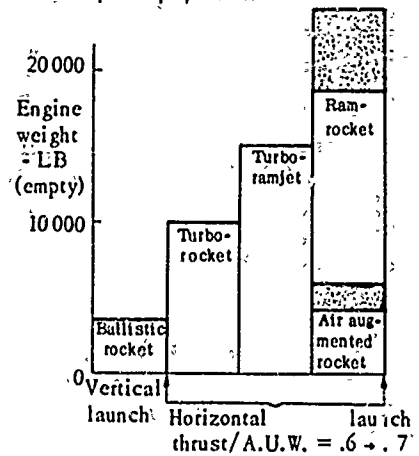


Fig. 10 - Cruise optimal propulsion.



a) Thrust versus flight Mach number for a family of engine type.



b) Comparative engine weights of the various types of engine. Ref. Lane,

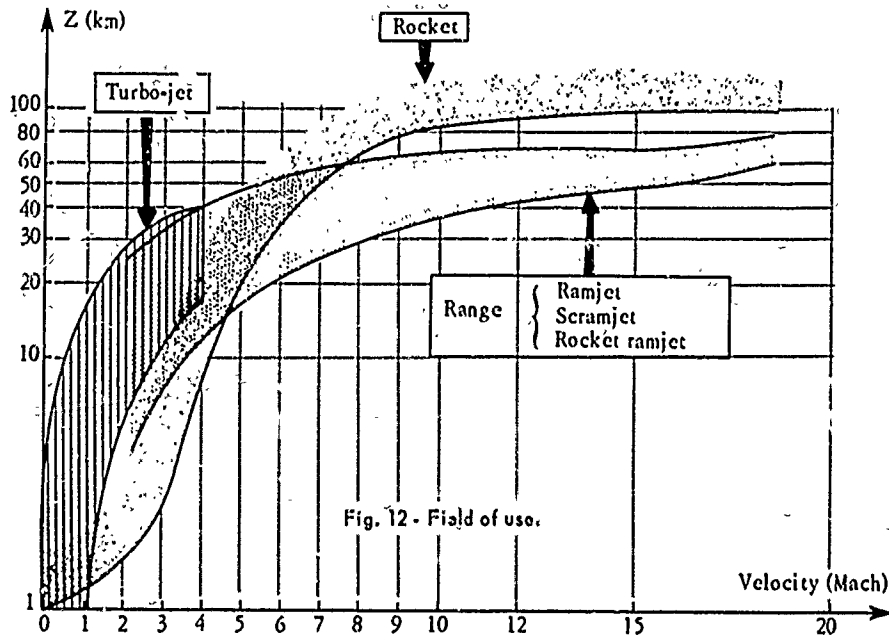


Fig. 12 - Field of use.

### II,3.3 - Le combiné stato conventionnel et supersonique

La combinaison successive des combustions subsonique puis supersonique dans un même foyer permet d'obtenir un moteur économique pour l'ensemble du domaine de vitesses hypersoniques. Il évite la géométrie variable de l'éjecteur et de la prise d'air.

- Missions  $3 < M < 7$  ou au delà.
- Impulsions spécifiques un peu inférieures à celles des statoréacteurs adaptés.
- $\frac{\text{Poussée}}{\text{Poids}} \cong 1$ .
- Géométrie fixe.
- Technologie simple.
- Combustible : hydrogène.

#### Utilisation et avenir :

Moteur faible accélération + croisière (missiles atmosphériques).

### II,3.4 - La fusée à appoint d'air

Une captation d'air disposée annulairement autour de l'éjecteur de la fusée permet d'améliorer notablement les performances de la fusée :

- par effet de trompe,
- par un apport de comburant dans les gaz de combustion de la fusée qui contiennent un excès de combustible.
- Impulsions spécifiques des fusées augmentées de 0 à 50 %.
- Traînée et coefficient de construction plus élevés que pour la fusée.

#### Utilisation et avenir :

Moteur d'accélération (missiles) avec croisière courte.

### II,3.5 - Le stato-fusée

Avec ce moteur, le statoréacteur devient prépondérant. Plusieurs types de stato-fusée peuvent être envisagés. Un des moteurs les plus en vue est le stato-fusée à générateur de gaz. Avant d'être injecté dans la chambre de combustion, le combustible est préparé dans une chambre préliminaire du type fusée. Ce générateur fournit des gaz chauds très riches constitués par les produits de combustion de la fusée ( $C_n H_{2n} + O_2$  par exemple) et le combustible nécessaire à la propulsion stato (bore par exemple).

- Impulsion spécifique moins élevée que pour le stato classique.
- Coefficients de poussée élevés.
- Compacité du système.

#### Utilisation et avenir :

En résumé, on a reporté sur les planches 9 à 12, l'ensemble des possibilités des propulseurs de l'hypersonique. Leur classification a été effectuée en utilisant différents critères caractéristiques.

fig. 9 - Classification d'après  $I_p$

fig. 10 - Classification d'après  $I_p \cdot V$

fig. 11(a) - Classification d'après la poussée unitaire

fig. 11(b) - Classification d'après la masse du moteur

La planche 12 fixe le domaine d'utilisation probable de chaque type de propulseur.

## III - LES MISSIONS - CHOIX DE LA PROPULSION

Examinons maintenant, par l'analyse de quelques missions, les critères de choix de la propulsion des véhicules hypersoniques.

### III,1 - Les missions atmosphériques

Deux types de véhicules peuvent être envisagés :

- l'avion hypersonique,
- l'engin hypersonique.

Seuls les vols sustentés retiendront notre attention.

### III.1.1 - L'avion hypersonique (fig. 13)

En phases d'accélération et de croisière, l'impulsion spécifique, donc la consommation, a un rôle primordial. L'utilisation de la propulsion par statoréacteur devient fondamentale. D'autre part, comme nous l'avons déjà examiné, lors de l'analyse des sensibilités, l'avion de transport hypersonique civil devra avoir un coefficient d'efficacité

$$c = \frac{\text{charge utile}}{\text{masse au départ}} \quad \text{suffisamment élevé pour être "rentable".}$$



ref. Looceed

#### PROPULSION REQUIREMENTS

- Fuel for  $M > 6$  : hydrogen
- Burning efficiency : good
- Specific consumption and structural weight : to be accurately known and kept at minimum
- Propulsion : low acceleration and economical cruise

#### CHOICE

- Turbo-ranjet
- Turbo-ranjet + scranjet

#### PROBLEMS

- Ground qualification of the powerplants
- Full size facilities required
- Aerodynamic integration
- Variable geometry - Air intake and nozzle
- Airframe technology

Fig. 13 - Propulsion of hypersonic vehicles. Hypersonic airplane.

Rappelons qu'en vol de croisière le rayon d'action est donné par la loi de Bréguet

$$X = I_p \cdot V \cdot f \cdot I_n \cdot \frac{m_0}{m} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{V}{V_{orb}}\right)^2}$$

La propulsion par turbo-stato à kérosène semble bien adaptée aux avions militaires évoluant en hypersonique modéré (pas de problème de rentabilité).

Pour les avions civils hypersoniques, à grand rayon d'action, le combiné turbo-stato (à combustion supersonique) à hydrogène, est bien approprié. Toutefois, l'utilisation d'un hydrocarbure à forte capacité refroidissante, tel que le méthane liquide, ou à réaction endothermique de décomposition élevée, tel que le méthylcyclohexane, pour la propulsion d'un avion faiblement hypersonique, mais à forte charge marchande (300 ou 400 passagers) doit être intéressante (voir § 1).

Mais en général, comme nous l'avons déjà examiné, l'hydrogène sera le combustible des véhicules fortement hypersoniques, ses qualités énergétiques et cryogéniques étant indispensables à la faisabilité de la mission. La technique liée à cette utilisation, posera des problèmes les plus difficiles à résoudre.

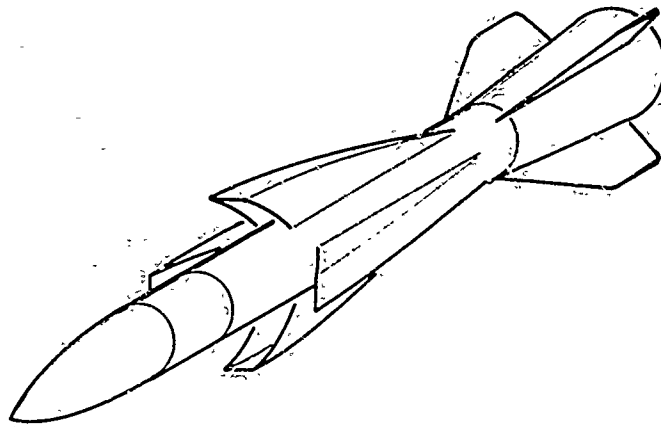
- nécessité d'un excellent rendement de moteur à toutes les vitesses de vol
- nécessité de limiter les pertes par dissociation dues aux températures trop élevées dans la chambre
- nécessité de concevoir des moteurs volumineux mais légers.
- Etude de protection thermiques permanentes efficaces
- Recherche d'une architecture à finesse optimale.

Conception de réservoir cryogéniques à hydrogène, utilisables pour des vols atmosphériques (isollements thermiques importants)

### III.1.2 - Le missile atmosphérique

Sa portée est en général limitée à quelques centaines de kilomètres, les vitesses hypersoniques permettent de réduire la durée de l'interception.

La figure 14 donne la silhouette et un projet de missile [air, air] hypersonique à propulsion stato. Sur la figure 15, on a comparé les rapports  $\frac{\text{charge utile}}{\text{masse au départ}}$  des missiles hypersoniques [air, air], Mach 6, utilisant soit la propulsion atmosphérique sur la propulsion fusée pour la même mission. Pour les portées supérieures à 50 km la propulsion par statoréacteur apparaît très avantageuse. Mais les problèmes de stockage, de compacité, de simplicité prennent une importance essentielle. On utilisera pour toutes ces raisons, le stato fusée ou le statoréacteur à géométrie fixe (au détriment des impulsions spécifiques).



#### REQUIREMENTS OF THE PROPULSION

- Duration : a few minutes
- Reliability Compactness : very good
- Price : low
- Radar effect : very low
- Propulsion : high acceleration + cruise
- Specific impulse : medium

#### CHOICE

- Liquid rocket
- Ramjet rocket

#### PROBLEMS

- Compactness
- Angles of attack : very high
- Interactions, air intake, antenna
- Combustion problems with boron

Fig. 14 - Propulsion of the hypersonic vehicles. Example : Atmospheric missile (hypersonic interceptor).

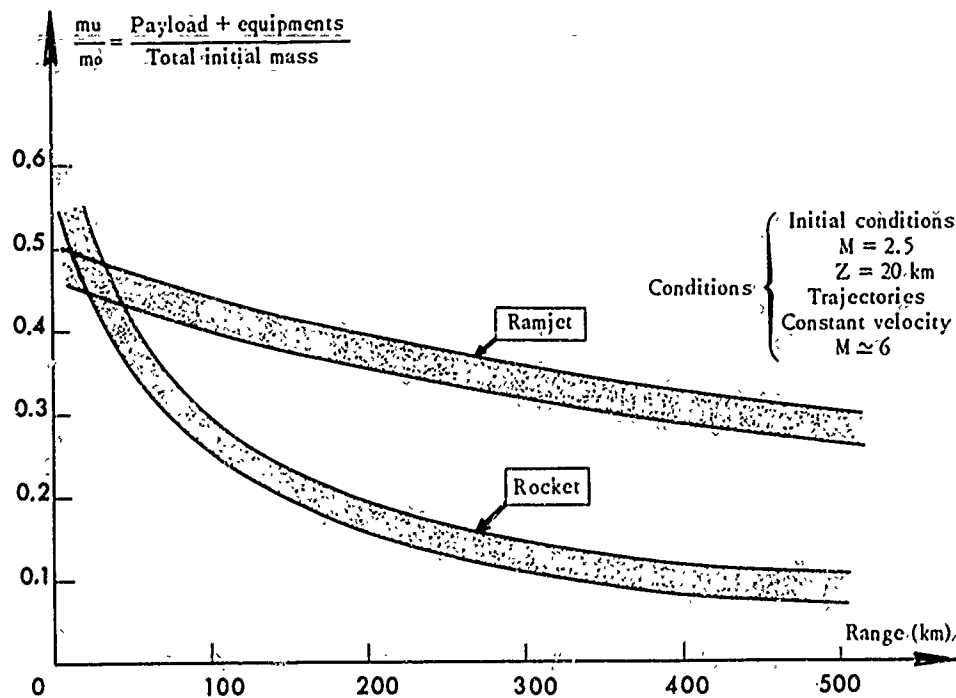


Fig. 15 - À la cir missiles. (Ex. : Payload + equipments 300 kg).

### III.2 -- Missions atmosphériques et spatiales

#### III.2.1 -- Le lanceur spatial

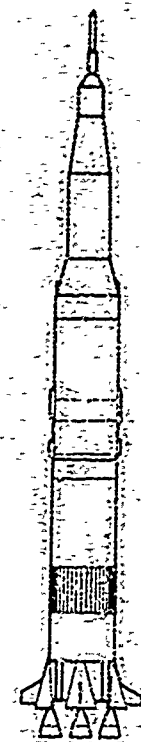
L'acquisition des vitesses orbitales nécessaires aux programmes spatiaux, peut s'obtenir de deux manières différentes, par fusée, (vol non sustenté) (fig. 16) ou par statoréacteur (vol propulsé et sustenté) (fig. 17).

Seul le lancement par fusée est actuellement utilisé et le lanceur Saturne de la mission Apollo en est le meilleur exemple.

Ces deux principes de lancement sont fondamentalement différents. Les rapports  $\frac{\text{Poussée}}{\text{Poids}}$ , très élevés et bénéfiques pour la fusée, ainsi que les fortes consommations attachées à ce mode de propulsion exigent une ascension quasi verticale afin de réduire le travail de la traînée lors de la traversée de l'atmosphère. Au contraire, les véhicules à propulsion atmosphérique qui délivrent un faible coefficient  $\frac{\text{Poussée}}{\text{Poids}}$  mais une forte impulsion spécifique, demandent des temps de séjour prolongés dans l'atmosphère pour s'accélérer. On utilisera la sustentation

Une combinaison des deux types de propulsion peut être envisagée, l'étape final étant toujours à propulsion fusée.





Saturn/Apollo

PROPULSION REQUIREMENTS:

- Velocity : 8 000 m s<sup>-1</sup>
- Vertical launching
- Airframe : very light
- Duration : a few minutes
- Atmospheric problems : limited
- Propulsion :
  - not toxic
  - flexibility
  - high specific impulse
  - not storable
  - not reusable

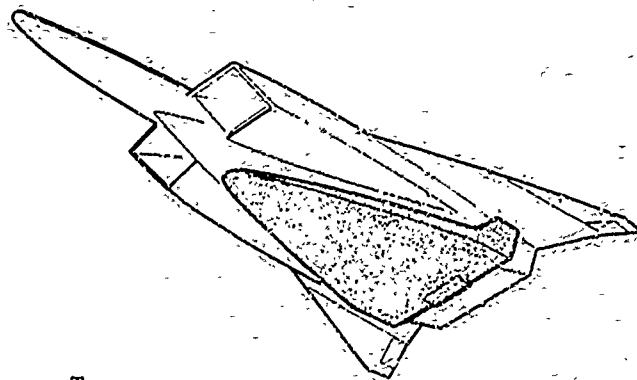
CHOICE

- Rocket liquid.
- [H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>] for upper stage
- Three stages

PROBLEMS

- POGO problems (unstabilities)
- Cryogenic problems
- Adaptation of nozzles
- Airframe

Fig. 16 - Propulsion of hypersonic vehicles. Example of launcher with rocket.



Two stages  
Ramjet + rocket (Nord Aviation France)



Mónostage : Scramjet « Dugger »

PROPULSION REQUIREMENTS:

- Lifting trajectory : necessity
- Specific impulse and structural weight : to be accurately know
- Limited development : very high
- Propulsion : boost

CHOICE

- Turbo-scramjet & H<sub>2</sub>
- Two stages (scramjet + rocket)

PROBLEMS

- Technology - Airframe
- Variable geometry
- Heating effects
- Aerodynamic interactions
- Big engines
- facilities

Fig. 17 - Propulsion of the hypersonic vehicles. Example : single launcher + airbreathing.

III,2.1.1 - Performances.

L'analyse peut être effectuée rapidement en examinant les équations simplifiées de la fusée et du vol sustenté.

Rappelons que la vitesse caractéristique d'un véhicule est la vitesse que prendrait ce véhicule dans le vide après consommation de ses ergols, s'il n'était pas soumis aux forces de traînée et de pesanteur.

$$\Delta v = I_s \cdot g_0 \cdot \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (\text{théorème des quantités de mouvement}).$$

En présence de la traînée et de la pesanteur, cet accroissement de vitesse est réduit

$$\Delta V = \Delta v - g_0 \int_0^{t_f} \frac{T}{m} dt - \int_0^{t_f} g_0 t \sin \theta dt$$

traînée                      pesanteur

- Cas du lanceur de fusée :

$m$  = poids du véhicule.

$$\frac{\int \frac{T}{m} dt}{\int dt} = \left| \frac{T}{m} \right|_{\text{moyen}}$$

$$\dot{v} = \frac{\Delta V}{a} \quad \bar{a} = \text{accélération moyenne } 5 g_0 \text{ pour une fusée.}$$

$$\theta = 90^\circ$$

On établit

$$(1) \quad \Delta V_{\text{fusée}} = \frac{g_0 \cdot I_s \cdot l_n \cdot \frac{m_0}{m}}{1 + \frac{g_0}{a} \left( \sin \theta + \left| \frac{T}{m} \right| \right)} = \boxed{\frac{5}{6} g_0 \cdot I_s \cdot l_n \cdot \frac{m_0}{m}}$$

- Cas du propulseur sustenté.

$$(2) \quad \Delta V_{\text{sustenté}} = \frac{g_0 \cdot I_s \cdot l_n \cdot \frac{m_0}{m}}{1 + \frac{g_0}{a} \left( \sin \theta + \frac{T}{m} \right)} = \boxed{\frac{4}{5} g_0 \cdot I_s \cdot l_n \cdot \frac{m_0}{m}}$$

Car

$$\frac{T}{m} = \frac{\text{Traînée}}{\text{Poids du véhicule}} = \frac{1}{\text{ finesse}} = \frac{1}{4}$$

$$\theta = 0^\circ \quad \bar{a} = 1 g_0$$

### III.2.2.2 - Comparaisons des résultats

Les résultats d'une application numérique sont reportés dans le tableau ci-après. Ils correspondent aux hypothèses :

$$\Delta V = 8\,000 \text{ m s}^{-1}$$

$$I_s = 450 \text{ s (fusée H}_2\text{, O}_2\text{ à haute pression),}$$

$$I_s = 1\,200 \text{ s ou } 1\,500 \text{ s pour le scramjet}$$

$$\alpha = \text{coefficient de construction} = \frac{\text{masse à vide}}{\text{masse combustible}}$$

Type de lanceur		$I_s$	Lanceur non habité		Lanceur habité	
			$\alpha$	$K$	$\alpha$	$K$
Mono stage	Rocket	450	0,1	0,02	0,2	0
	Airbreathing 1	1 500	0,5	0,26	0,8	0,10
	" 2	1 500	0,65	0,18	1	0
	" 3	1 200	0,5	0,14	0,8	0,01
Two stages	(1) + (2) Rocket 1	450	0,1	0,07	0,3 (1) 0,4 (2)	0,02
	(1) + (2) Rocket 2	300 et 450	0,1	0,03	0,3 (1) 0,4 (2)	0
	Airbreathing + rocket	1 500 (1)	0,8	0,13	1,10	0,03
		450 (2)	0,1		0,4	
	Airbreathing + rocket	1 200 (1)	0,8	0,10	1,1	0,02
		450 (2)	0,1		0,4	

Les coefficients de construction choisis sont relatifs à des avant-projets américains (réf. Dujger).

Les cas de lanceurs non récupérés et récupérés avec hommes à bord ont été envisagés :

$$K = \frac{\text{rapport charge utile}}{\text{masse au départ}}$$

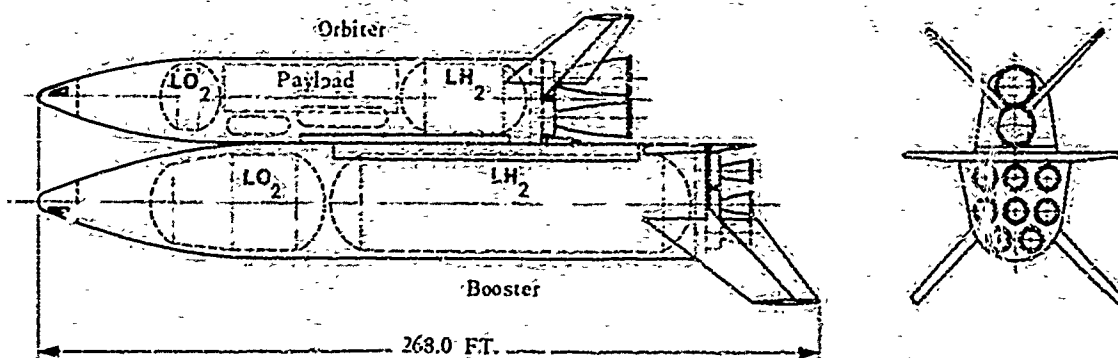
Ces résultats mettent en évidence

- le caractère très attractif de la propulsion atmosphérique qui permet théoriquement d'augmenter considérablement la rentabilité des lanceurs puisque la charge utile passe de 2 à 26 % ;
  - que seule la propulsion atmosphérique permet d'envisager des lanceurs mono-étage ;
- la sensibilité importante des performances à des écarts de masse ou d'impulsion spécifique. La levée des incertitudes concernant la valeur de ces paramètres pose des problèmes de recherche et d'études considérables (nécessité d'effectuer des essais très coûteux, à grande échelle, au sol et en vol. Rappelons que les installations de point fixe actuelles ne permettent pas de restituer ni l'ambiance, ni la dimension, paramètres essentiels pour les études de relaxation, de tenue de structure, de flottement, etc...

A titre d'exemple, un lanceur atmosphérique de 500 tonnes, en luan à Mach 12, à 35 km d'altitude et accélérant de 1 g devrait avoir une section de captation de prise d'air de 300 m<sup>2</sup> environ (20 mètres de diamètre).

Les études de développement d'une telle machine sont énormes et la probabilité de réussite dépend de nombreuses inconnues.

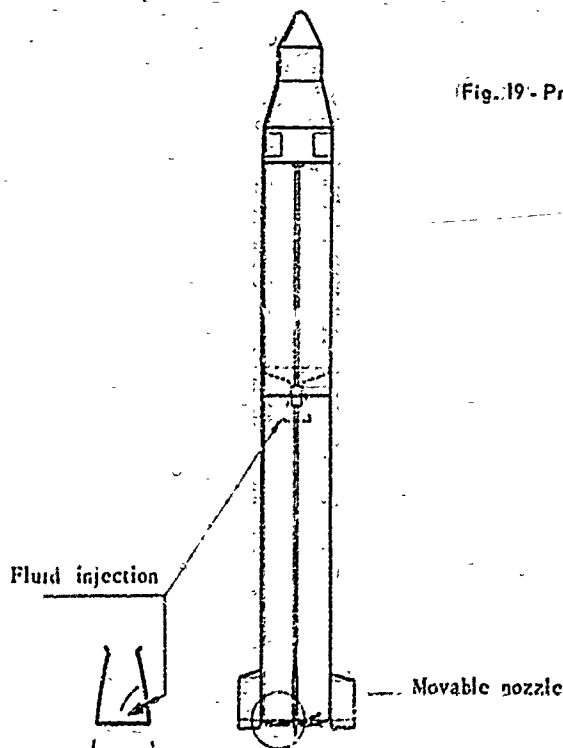
Ce sont certainement de telles considérations qui, alliées à des multiples impératifs de délais, d'économie et d'efficacité, ont amené récemment les industriels américains à proposer à la NASA une navette spatiale récupérable à fusée (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>) (fig. 18).



(Fig. 18 - Space shuttle.

### III,2,2 - L'engin militaire longue portée

Ce véhicule à trajectoire propulsée puis balistique fait appel à de très grandes vitesses hypersoniques (7 500 m/s) dans le cas d'une portée de 20 000 km) (fig. 19).



(Fig. 19 - Propulsion of the hypersonic vehicles. Example of a military missile.

#### PROPULSION REQUIREMENTS

- Ballistic trajectory : target accuracy
- $V = 4\ 500\ \text{m}\cdot\text{s}^{-1}$  : range 3 000 km
- $V = 7\ 500\ \text{m}\cdot\text{s}^{-1}$  : range 20 000 km
- Duration : minimum
- Reliability, storability, compactness : very good
- Propulsion : boost

#### CONCEPT

Bucket-solid.

#### PROBLEMS

- Aerodynamic interactions of the jet
- Thrust vector control
- Reduced radar observability of the jet.

Des raisons de précision et de durée minimale motivent ce type de trajectoire. Les notions de compacité, de simplicité, de stockage des ergols et de fiabilité prennent le pas sur les raisons d'économie ou d'énergie optimale des propergols.

C'est le domaine des *propulseurs fusée à propergol solide*. Mais malgré l'apparente simplicité, les problèmes d'interdépendance du propulseur avec le véhicule prennent une importance considérable (pilottage par gouverne de jet, interaction couche limite-propulsion, taux de détente limitée, phénomènes radioélectriques liés à la structure des gaz éjectés). Quelques-uns de ces problèmes seront évoqués dans la quatrième partie de notre cours.

#### IV - CONCLUSION

Ainsi, comme nous venons de le voir au cours de cet examen, sur le choix d'un système de propulsion, de nombreux moteurs et de non-moins nombreuses missions s'offrent à l'hyperphonique. La plupart des systèmes envisagés auront une application dans les prochaines années à venir. Mais la notion d'efficacité de la propulsion prend en hyperphonique une importance nouvelle ; cette efficacité optimale ne peut être acquise qu'au prix d'efforts techniques et financiers considérables que seules des raisons de motivation peuvent justifier.

Si l'avenir de la fusée, grâce aux énormes possibilités de l'énergie nucléaire, nous semble pleinement assuré pour les vols hyperphoniques spatiaux et exosphériques de notre proche avenir, celui du moteur aérobic est moins évident. L'analyse effectuée au cours de cette étude nous a mis en présence de l'énormité du problème. Les solutions seront coûteuses et le développement est mal assuré actuellement. Certes, progressivement nous assisterons à des vols militaires spectaculaires de plus en plus rapides dans l'atmosphère mais l'épanouissement de cette technique, sur le plan civil, dépendra de la motivation que trouveront les hommes à se déplacer *écronomiquement* à des vitesses hyperphoniques dans l'atmosphère.

A l'échelle de notre Terre, ce besoin ne nous semble pas aujourd'hui très évident.



## PARTIE 2

### PROPULSION PAR FUSÉE

par

Marcel BARRÈRE

La progression dans l'espace des véhicules hypersoniques peut être assurée par des propulseurs fusées, c'est-à-dire par des systèmes qui embarquent tous les ergols nécessaires à la propulsion et de ce fait ont un fonctionnement indépendant des conditions ambiantes.

Le domaine de la propulsion par fusée est vaste c'est pourquoi nous aborderons surtout les problèmes qui sont directement liés au vol hypersonique [1].

Nous avons divisé notre exposé en trois parties :

- La première traite de généralités sur la propulsion par fusée, les performances sont données ainsi que le principe de fonctionnement, quelques problèmes spécifiques à ce type de propulsion sont abordés.

- La deuxième partie est consacrée à un système particulier qui a des chances d'être utilisé dans de futures applications, il s'agit du système utilisant comme propergol l'oxygène liquide et l'hydrogène liquide. Des résultats importants ont été obtenus à partir de ce moyen de propulsion et en particulier dans le cadre de la mission Apollo. Ce sera très certainement le moyen de propulsion le plus courant de la prochaine décennie.

- La troisième partie, un peu futuriste, mais également réaliste, a pour objet l'étude du système de propulsion nucléothermique. Ce type de propulsion en est encore au stade du banc d'essais, des possibilités d'application apparaissent dans le cadre des vols hypersoniques.

### I - GÉNÉRALITÉS SUR LA PROPULSION PAR FUSÉE [2] [3]

#### I,1 - Définition et principe

Dans ce type de système la propulsion est assurée par l'éjection de gaz à l'extrémité arrière de l'engin, la vitesse d'éjection est un paramètre fondamental (fig. 1). En effet la poussée  $F$  du système de propulsion est égale à :

$$F = \dot{m} v_e + A_e (p_e - p_a)$$

où  $\dot{m}$  est le débit de gaz éjectés,  $v_e$  la vitesse d'éjection,  $A_e$  la surface de la section de sortie,  $p_e$  la pression statique dans cette même section et  $p_a$  la pression de l'atmosphère environnante. Lorsque la pression  $p_e = p_a$  on dit que la section est adaptée. Cette expression de la poussée nous permet de définir un paramètre économique, rapport de la poussée au débit. Ce paramètre, homogène à une vitesse, est appelé vitesse efficace :

$$v_{ef} = \frac{F}{\dot{m}} = v_e + \frac{A_e}{\dot{m}} (p_e - p_a)$$

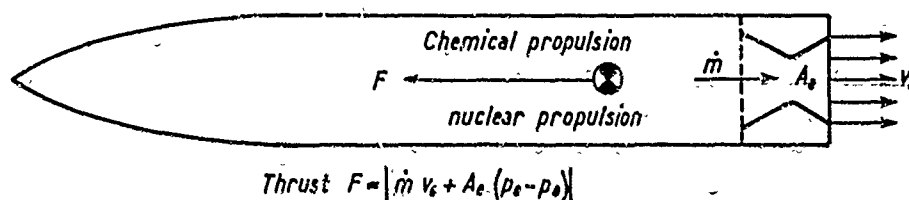


Fig. 1 - Rocket propulsion - Thrust

Dans les conditions d'adaptation ( $p_e = p_r$ ) nous retrouvons la vitesse d'éjection des gaz  $v_e$ .

La vitesse efficace constitue donc un premier critère de choix, il faudra définir des systèmes donnant pour le même débit le maximum de poussée. On a préféré, à tort, remplacer ce paramètre par l'impulsion spécifique  $I_s$  :

$$I_s = v_e / g_0$$

$g_0$  étant l'accélération de la pesanteur prise dans les conditions standards, il en résulte que l'impulsion spécifique est le quotient de la poussée par le débit poids pris dans des conditions standards. Le seul avantage de  $I_s$  est d'être homogène à un temps et donc indépendante du système choisi. Nous exprimerons  $I_s$  en secondes.

Pour obtenir une vitesse efficace importante il faut donc transformer l'énergie potentielle disponible dans le foyer en maximum d'énergie cinétique.

Le premier principe de la thermodynamique nous permet tout d'abord de préciser dans le foyer la caractéristique de l'évolution. Dans les systèmes décrits l'énergie libérée est d'origine chimique ou d'origine nucléaire, cette énergie sert dans les deux cas à élever la température des gaz. Le fonctionnement du foyer étant sensiblement isobare ( $dp = 0$ ) et adiabatique ( $dq = 0$ ) est caractérisé par une évolution à enthalpie constante ( $dh = 0$ ) puisqu'en vertu du premier principe :

$$dh - dp/\rho = dq$$

$\rho$  étant la masse volumique du gaz fluide.

Entre l'entrée des ergols dans le foyer repérée par l'indice  $i$  et la fin de la combustion repérée par l'indice  $0$ , nous avons :

$$\left\{ \sum m_j \left[ q_f^T + \int_{T_r}^T c_p dT \right] \right\}_i = \left\{ \sum m_j \left[ q_f^T + \int_{T_r}^T c_p dT \right] \right\}_0$$

où  $m_j$  est la masse de l'espèce  $j$  présente soit dans la section  $i$  soit dans la section  $0$ ,  $\{q_f^T\}_i$  est la chaleur de formation de l'espèce  $j$  aux conditions de référence  $r$  et  $\left\{ \int_{T_r}^T c_p dT \right\}_i$  l'énergie pour faire passer l'espèce  $j$  à pression constante de la température  $T_r$  à la température  $T$ .

Pour fixer les idées en admettant dans la section  $i$  et la section  $0$  la même chaleur spécifique moyenne  $c_p$  et en introduisant une chaleur de formation moyennée nous avons :

$$c_p (T_0 - T_i) = (q_f^T)_i - (q_f^T)_0 = \Delta q_f$$

condition qui détermine la température de fin de combustion  $T_0$ .

Dans le cas d'un système nucléothermique  $\Delta q_f$  représente l'énergie transmise au gaz par une réaction de fission amenant le propulsif de la température d'entrée  $T_i$  à la température d'arrêt  $T_0$ . Une détente isentropique dans une tuyère accélère les gaz jusqu'à une vitesse de sortie  $v_e$ , la conservation de l'énergie donne cette vitesse où intervient la fraction massique de l'espèce  $j$  :  $Y_j = m_j / \sum m_j$

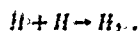
$$\frac{v_e^2}{2} = \left\{ \sum Y_j \left[ q_f^T + \int_{T_r}^T c_p dT \right] \right\}_0 - \left\{ \sum Y_j \left[ q_f^T + \int_{T_r}^T c_p dT \right] \right\}_e$$

l'indice  $e$  se rapportant à la section de sortie de la tuyère.

En utilisant une chaleur spécifique moyenne  $c_p$ , cette relation devient :

$$\frac{v_e^2}{2} = c_p (T_0 - T_e) + \Delta q_{fe}$$

$\Delta q_{fe}$  représente l'énergie mise en jeu par la variation de composition due à la recombinaison chimique pendant la détente, les équations chimiques sont de la forme :



En tenant compte de l'énergie mise en jeu dans le foyer nous obtenons :

$$\frac{v_e^2}{2} = \Delta q_f + \Delta q_{fe} + c_e (T_i - T_e)$$

La vitesse de sortie est donc directement liée à l'énergie mise en jeu dans le foyer, elle sera d'autant plus élevée que  $\Delta q_f$ ,  $\Delta q_{fe}$  seront élevées et  $T_e$  faible.  $\Delta q_f$  dans le cas de propergol chimique fait intervenir des énergies de liaison donc une énergie molaire  $\Delta Q_f$  de telle sorte que  $\Delta q_f = \Delta Q_f / M$ ,  $M$  étant la masse molaire des gaz brûlés, il faudra donc pour obtenir une vitesse de sortie élevée avoir des gaz brûlés dans la tuyère de faible masse molaire puisque  $\Delta Q_f$  est imposée par la nature des liaisons chimiques. Il est intéressant de réaliser une détente avec une composition des gaz à l'équilibre pour récupérer une partie  $\Delta q_{fe}$  de l'énergie perdue dans le foyer par

dissociation. Généralement, compte tenu des temps caractéristiques chimiques et du temps de séjour des molécules dans la tuyère, la composition est en équilibre jusqu'au col de la tuyère et la détente s'effectue ensuite à composition pratiquement constante. Le terme  $\Delta q_{fe} + c_p (T_i - T_e)$  est en général difficile à évaluer correctement, notons qu'une augmentation de  $\Delta q_{fe}$  augmente la température de sortie  $T_e$ , quoiqu'il en soit le signe de  $\Delta q_{fe} + c_p (T_i - T_e)$  est positif.

En définitive le principe de fonctionnement de ce système de propulsion est simple : on chauffe à pression constante par réaction chimique ou nucléaire un gaz de faible masse molaire et on détend ce gaz dans une tuyère de manière à obtenir la vitesse de sortie la plus grande possible.

## 1.2 - Paramètres caractéristiques de la propulsion

Ces paramètres sont basés sur l'étude de l'écoulement dans la tuyère, partie commune à tous les systèmes de propulsion étudiés ici. La tuyère est alimentée par le foyer ou le réacteur et le débit la traversant  $\dot{m}$  est caractérisé par la vitesse caractéristique :

$$C^* = \frac{p_o A_c}{\dot{m}}$$

$p_o$  étant la pression d'arrêt de l'écoulement et  $A_c$  la surface du col. Cette définition dans le cas général s'écrit :

$$C^* = \frac{1}{\gamma} \cdot \frac{p_o}{p_c} \cdot \frac{a_c}{a_o}$$

où  $a_o$  est la vitesse du son dans les conditions d'arrêt,  $\frac{p_o}{p_c} \frac{a_c}{a_o}$  est une fonction du coefficient de détente isentropique, de sorte que  $C^*$  caractérise, par l'intermédiaire de  $a_o$  l'énergie libérée dans le foyer,  $C^*$  est donc un paramètre énergétique. A partir d'une théorie simplifiée de l'écoulement :

$$C^* = \frac{1}{\Gamma(\gamma)} \sqrt{\frac{R T_o}{M}} \quad \text{avec :} \quad \Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$R$  est la constante universelle des gaz et  $M$  la masse molaire.

Le deuxième paramètre caractéristique est défini à partir de la poussée, c'est le coefficient de poussée  $C_F$  :

$$C_F = \frac{F}{p_o A_c}$$

Ce coefficient caractérise la détente. Il augmente avec le rapport de détente. A partir de ces deux définitions on obtient :

$$v_{ef} = C_F \cdot C^* = g_o I_s$$

L'intérêt de  $C_F$  et  $C^*$  vient de ce qu'ils sont faciles à déterminer par l'expérience et peuvent donc être comparés à la théorie.

$\xi_C = C_{exp}^* / C_{th}^*$  caractérise l'efficacité du système dans l'énergie mise en jeu ;

$\xi_F = (C_F)_{exp} / (C_F)_{th}$  caractérise l'efficacité de la détente des gaz dans la tuyère.

Par définition :

$$\xi_S = \xi_C \cdot \xi_F = (I_s)_{exp} / (I_s)_{th}$$

est un paramètre global caractérisant l'efficacité du système de propulsion. Pour fixer les idées :

$$\xi_F = 0,96 \div 0,98$$

$$\xi_C = 0,90 \div 0,97$$

$$\xi_S = 0,87 \div 0,95$$

## 1.3 - Performances des systèmes [4]

L'énergie des systèmes à propergol chimique provient des réactions chimiques exothermiques de combustion, pour cette raison le propergol utilisé comporte deux types de substances, le comburant comportant des éléments (O, F, Cl) et le combustible à base d'éléments tels (H, Li, Be, B, C, Al, Mg...) l'azote servant surtout comme élément de liaison.

L'impulsion spécifique dépend en premier lieu de l'énergie libérée par la réaction de combustion  $\Delta q_f$  égale à :

$$\Delta q_f = (q_f)_f - (q_f)_o$$

Le premier terme est relatif à la chaleur de formation du propergol, pour augmenter  $(q_f)_f$ , il faut choisir pour constituants du propergol la combinaison représentant la meilleure endothermicité spécifique, sans aller trop loin car il faut que le produit ait une bonne stabilité thermique. Le deuxième terme  $(q_f)_o$  est relatif aux produits de combustion, ceux-ci doivent comporter une forte majorité de substances exothermiques et les meilleurs composés énergétiques que l'on peut envisager pour la propulsion chimique ont pour base la formation de  $H_2O$ ,  $HF$ ,  $BeO_{(s)}$ ,  $LiF$ ,  $BeF_2$ , vient ensuite à un degré moindre la formation de  $Al_2O_{3(1)}$ ,  $MgO_{(s)}$  et  $BN_{(s)}$ . La faible stabilité des produits de combustion du carbone réduit de façon manifeste son intérêt,  $CF_4$  est complètement dissocié et l'énergie disponible de  $CO$  n'est plus que de 0,93 kcal/g. Il en est de même pour le Bore pour lequel les espèces mixtes du type  $BHO_2$  et  $BOF$  sont plus stables mais moins énergétiques que l'oxyde ou le fluorure. Toutefois le caractère polyvalent de ces éléments leur confie un rôle important en tant que porteur d'hydrogène.

Les propergols chimiques d'après leur état physique se classent en :

A — Propèrgols liquides	{	monèrgols (còmburant et còmbustible fixés sur la même molécule)				
		dièrgols	{	cryogéniques	{	hydrogène liquide
						oxygène liquide
			{	stockables	{	dans l'espace
						au sol
B — Propèrgols solides	{	homogènes (còmburant et còmbustible fixés sur la même molécule)				
		hétérogènes (mélange de còmburant et de còmbustible)				
C — Propèrgols hybrides	{	normaux	còmburant liquide			
			còmbustible solide			
		inverses	còmburant solide			
			còmbustible liquide			

Dans les systèmes à propergol liquide stockable, un seul couple est utilisé dans la majorité des cas : le comburant est le tétraoxyde d'azote  $N_2O_4$  et le combustible, soit la monométhylhydrazine  $CH_3N_2H_3$ , soit un mélange à 50 % de diméthylhydrazine  $(CH_3)_2N_2H_2$  et d'hydrazine  $N_2H_4$  (désigné par le terme "Aérozine").

Les performances sont bonnes puisque pratiquement l'impulsion spécifique est de 274 s pour un rapport de détente de 70/1 et de 324 s dans le vide. Ce couple est hypergolique (délai d'allumage de quelques millisecondes), ce qui permet des allumages et des rallumages dans le vide et son prix de revient est faible (0,7 fr/kg pour  $N_2O_4$  et 16 fr/kg pour l'Aérozine) ; la densité est de l'ordre de 1,2. Ce propergol est utilisé à la fois comme Booster (série des Titans), comme étage supérieur (Agena, Eldo A) et dans de nombreux propulseurs prévus dans le projet Apollo comme fusées "vernier".

Toujours dans le cadre des propergols liquides et dans les applications du type Booster, ce propergol est concurrencé par le couple Oxygène liquide — Kérosène dont les performances sont voisines (tableau I), mais qui n'est pas stockable et nécessite un dispositif d'allumage. Ce dernier propergol est utilisé comme étage Booster du Thor, de l'Atlas, de l'Eldo A et B, des Saturnes et dans le lanceur des Cosmos.

Le propergol cryogénique à haute performance, le plus connu et le seul utilisé est le couple Hydrogène — Oxygène dont l'impulsion spécifique dans le vide est de l'ordre de 425 secondes et dont la densité est faible (de l'ordre de 0,28) ce qui nécessite des réservoirs importants. L'emploi de ce propergol a posé de sérieux problèmes de structure, d'écoulement et de combustion. La température de fin de combustion est relativement faible, 2 900 °K, comparée aux 3 300 °K du couple  $N_2O_4$  — Aérozine et 3 600 °K du couple  $O_2$  — Kérosène. Il est actuellement opérationnel et utilisé dans les étages supérieurs (Centaur — Saturne — Eldo B<sub>2</sub>).

Dans le domaine des propergols solides, un seul type est rencontré dans la plupart des applications, il est constitué par du perchlorate d'ammonium et de l'aluminium enrobés dans une matière plastique combustible du type polyuréthane ou polybutadiène. L'impulsion spécifique est plus modeste 245 s au sol et 280 s dans le vide mais la densité est intéressante 1,7, il est stockable et conserve sensiblement ses performances après un stockage de 5 ans. On le rencontre dans de nombreuses applications civiles, mais c'est dans le domaine militaire qu'il offre le plus d'intérêt.

D'autres couples de comburants et de combustibles peuvent être envisagés et certains ont donné d'excellents résultats au banc d'essais. Le tableau II rassemble les performances maximales (impulsion spécifique standard à l'équilibre, rapport de détente 70/1) obtenues en combinant chaque type de comburant avec les composés les plus adaptés de chaque catégorie de combustible. Ce tableau



montre clairement qu'avec chaque combustible, le classement des comburants fluorés résulte directement de la masse molaire du porteur de fluor et par conséquent de celles des produits de combustion annexes.

TABLE I

PROPERGOLS		HYDROGENE / OXYGENE H <sub>2</sub> / O <sub>2</sub>	OXIGENE / KEROSENE O <sub>2</sub> / RP <sub>1</sub>	TETROXYDE D'AZOTE / AEROSINE N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> / AL 50	PROPERGOL SOLIDE ClO <sub>4</sub> NH <sub>4</sub> / Al / Li <sub>9</sub> Al (PU ou PBA)
IMPULSION SPECIFIQUE I <sub>sp</sub> (s)	70/1 vis σ = 40	391 (Exp. 370)	301 (286 exp.)	289 (Exp. 274)	22-265 (Exp. 244-247)
		456 (Exp. 425)	358 (Exp. 310)	341 (Exp. 324)	300-306 (Exp. 278-283)
DENSITE		0,28	1,07	1,175	1,75 à 1,84
QUALITES CINETIQUES	HYPERG. ALLUMAGE L* (m)	NOM. HYPERGOLIQUE Allumage F <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ~ 1 m	NOM. HYPERGOLIQUE Allumage F <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	HYPERGOLIQUE ~ 1,5 m	Allumage pyrotech. ou Cl <sub>2</sub>
STOCKAGE		CRYOGENIQUE	CRYOGENIQUE	STOCKABLE	STOCKABLE
REFROIDISSEMENT		HYDROGENE	KEROSENE	AEROSINE ou UDMH	
PRIX ou REVIENT ACTUEL (IMPOSSIBLE) F/kg		2,5 (1,3)	0,4 (0,2)	10 (3)	10 à 40
PRINCIPALES APPLICATIONS		CENTAUR SATURN I SATURN IB SATURN V ELDO B2 El. 1000 exp. El. exp.	JUPITER THOR ATLAS TITAN I ELDO A ELDO B SATURN COSMOS El. 1 et 2 El. 1	TITAN II TITAN IIIA TITAN IIIC ELDO A ELDO A AGENA ABLE STAR DIAMANT B El. 1 et 2 El. 2 et 4 El. 3, Vinière El. 2 % El. exp. El. %	TITAN IIIC SCOUT POLARIS MINUTEMAN DIAMANT El. 1 El. 1 (PU) El. 2 (PBA) El. 1 (PBA) El. 2 (PU) El. 3 (PU) El. 1 et 3

\* N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UDMH\* NO<sub>3</sub>H / UDMH

TABLE II

PERFORMANCE CLASSIFICATION (Specific impulse (sec))

	H <sub>2</sub>	Li	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	B <sub>6</sub> H <sub>2</sub>	AlH <sub>3</sub>	CH <sub>2</sub>
F <sub>2</sub>	412 M = 12,10	378 21,44	365 19,49	361 21,76	355 22,13	348 24,39	328 23,83
N <sub>2</sub> F <sub>4</sub>	364 M = 14,93	349 23,69	335 21,38	334 24,17	336 23,97	327 26,89	304 23,08
Cl F <sub>3</sub>	343 M = 12,83	334 22,90	311 22,23	309 27,30	315 26,20	304 29,54	276 27,66

	H <sub>2</sub>	B <sub>6</sub> H <sub>2</sub>	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	AlH <sub>3</sub>	CH <sub>2</sub>	Li
O <sub>2</sub>	391 M = 10	331 19,66	320 24,09	313 19,52	311 27,73	300 23,66	247 34,80
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	341 M = 11,88	316 19,00	299 23,31	291 20,36	301 27,92	276 23,33	240 36,19
ClO <sub>4</sub> NO <sub>2</sub>	349 M = 18,2	~ 315 > 17,7	302 26,7	295 21,3	< 298 24,7	279 26,3	
ClO <sub>3</sub> F	344 M = 12,73	310 21,74	299 27,42	295 21,88	294 27,31	281 26,27	263 33,20
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	322 M = 11,70	353 18,71	309 18,13	287 19,35	318 22,62	278 22,0	271 26,54

	H <sub>2</sub>	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	CH <sub>2</sub>	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	B <sub>6</sub> H <sub>2</sub>	Li	AlH <sub>3</sub>
F <sub>2</sub> O	412 M = 10,74	362 21,62	331 20,69	346 18,69	343 17,98	340 23,11	327 24,01

Dans la catégorie des comburants oxygénés les performances sont sensiblement équivalentes (ClO<sub>4</sub>NO<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, ClO<sub>3</sub>F). Le cas de l'eau oxygénée est un peu particulier, on obtient de bonnes performances avec les hydrures métalliques (H<sub>2</sub>Be, AlH<sub>3</sub>...), et de moins bonnes avec N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>.

Ce tableau permet de classer également, pour un comburant déterminé, les différents combustibles. La décroissance des performances  $H_2$ ,  $Li$ ,  $N_2H_4$ ,  $B_5H_9$ ,  $BeH_2$ ,  $AlH_3$ ,  $CH_4$  est observée de façon générale avec des comburants fluorés. La position privilégiée du lithium résulte, en dépit d'une masse molaire assez forte des produits de combustion, d'une température de combustion élevée (5 623 °K) liée à l'exothermicité du fluorure stable  $LiF$  (g). Les impulsions très voisines observées pour  $N_2H_4$ ,  $B_5H_9$  et  $BeH_2$  indiquent de façon très nette la prépondérance de formation de l'acide fluorhydrique HF, les fluorures métalliques  $BF_3$  et  $BeF_2$  sont partiellement dissociés aux fortes températures de combustion engendrées.

Avec les comburants à caractère oxygéné, la possibilité de formation de  $BeO$  (s) confère à  $BeH_2$  une situation privilégiée lorsque le comburant ne comporte pas d'éléments porteurs (N ou Cl) et est de surcroît riche en hydrogène ( $H_2O_2$ ). Le pentaborane arrive de façon générale avant l'hydrazine. L'exothermicité et la stabilité de  $BeO_2$  (g) conduisent en effet à des températures de combustion supérieures à celles obtenues avec  $N_2H_4$ .

Le pentaborane suit immédiatement l'hydrogène avec  $F_2O$  en raison de la stabilité des espèces BOF et HF formées; avec ce comburant les hydrocarbures occupent également une bonne position correspondant à la formation des produits  $CO + HF$ .

Théoriquement il existe donc de nombreuses combinaisons de comburants et de combustibles permettant d'assurer la propulsion d'une fusée mais le choix d'un propergol pour une mission donnée résulte d'un compromis entre trois types de qualités :

- a - qualités énergétiques caractérisées par l'impulsion spécifique de la masse volumique du propergol,
- b - qualités cinétiques où interviennent les conditions de combustion du propergol en régime permanent et transitoire,
- c - qualités d'utilisation liées aux conditions d'emploi du propergol et qui dépendent des caractéristiques physico-chimiques de chacun des ergols et en relation directe avec :

- la fiabilité,
- les conditions de stabilité et de toxicité,
- les conditions de stockage et de manutention,
- les incidences sur la logistique...

Cette multitude de contraintes rend souvent difficile le choix, pour une mission donnée, du propergol optimal et un compromis est toujours nécessaire. Le critère de choix est dans bien des cas uniquement la qualité énergétique ainsi que la facilité de mise en œuvre permettant dans une certaine mesure de diminuer le coût de développement. Il est rare, à l'heure actuelle, de choisir pour une mission donnée le propergol optimal et parmi les nombreuses combinaisons possibles, un petit nombre de couples a été utilisé quels que soient les systèmes de propulsion envisagés, qu'ils soient à propergol solide, liquide ou hybride (voir tableau I).

Nous avons vu que l'impulsion spécifique est inversement proportionnelle à la racine carrée de la masse molaire, dans le cas de systèmes nucléothermiques il y a donc lieu de choisir des propergols de masse molaire la plus faible possible, c'est pourquoi l'hydrogène est le seul propulsif utilisé dans ce type d'application. Pour fixer les idées l'énergie mise en jeu avec le propergol ( $H_2 - O_2$ ) est de l'ordre de 3 000 kcal/kg, dans le cas de l'hydrogène chauffé par une réaction nucléaire, l'énergie mise en jeu dépend de la température à laquelle est portée l'hydrogène, par exemple à 2 000 °K  $\Delta q = 7 \cdot 10^3$  kcal/kg

$$4\,000\,^{\circ}K \quad \Delta q = 7 \cdot 10^4 \text{ kcal/kg}$$

$$10\,000\,^{\circ}K \quad \Delta q = 13 \cdot 10^4 \text{ kcal/kg.}$$

Pour des raisons de tenue de matériaux la température de l'hydrogène ne peut dépasser 2 500 °K, ce qui limite l'impulsion spécifique à 825 secondes. L'impulsion spécifique est donnée en fonction de la température et de la pression sur la figure 2.

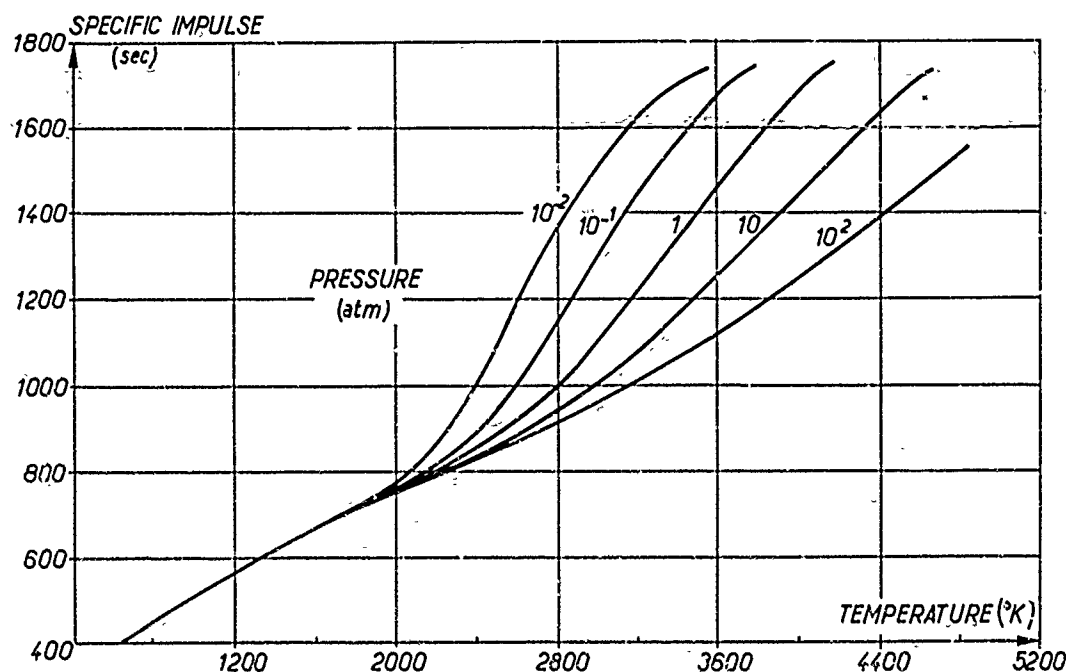


Fig. 2 - Vacuum specific impulse - Hydrogen - Expansion ratio  $p_0/p_c = 1000$

#### 1.4 - Étude des divers systèmes de propulsion

Dans ce paragraphe nous analyserons brièvement le fonctionnement de trois systèmes à propergol solide, liquide et hybride.

##### 1.4.1 - Systèmes à propergol solide [6]

Les systèmes à propergol solide sont en général simples puisque le propergol est stocké dans le foyer. Le propergol en général se compose de perchlorate d'ammonium (cristaux de diamètre moyen de  $100\ \mu$ ) enrobé dans un liant plastique (polyuréthane, polybutadiène), l'impulsion spécifique est augmentée grâce à l'adjonction de poudre d'aluminium (diamètre des particules d'aluminium compris entre  $10$  et  $30\ \mu$ ). Le pourcentage d'aluminium est de l'ordre de  $18\%$ , le pourcentage de liant de l'ordre de  $15\%$ , le reste étant constitué par le perchlorate d'ammonium. La figure 3 est une coupe du propulseur. Les applications à des véhicules hypersoniques concernent principalement des propulseurs de forte puissance correspondant à des étages "Boosters" du type Titan III C, c'est pourquoi nous étudions plus particulièrement ce type de propulseur (fig. 4). [5].

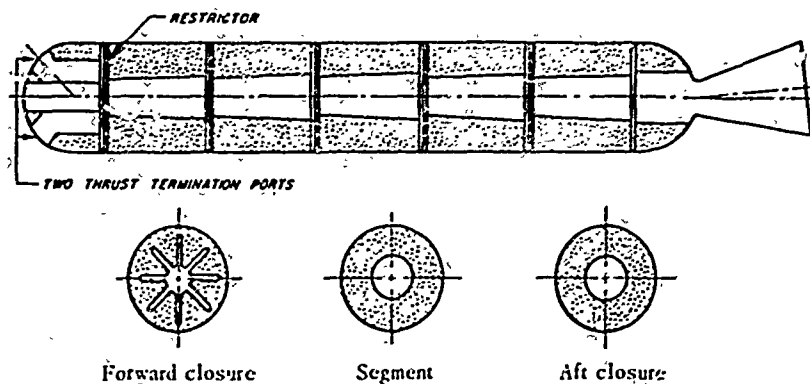


Fig. 3 - 120-Inch motor grain design [5]



Fig. 4 - TITAN III C - Strap-on stage separation

La surface de combustion régresse suivant des surfaces parallèles à une vitesse  $v_b = a(T_f) p^n$  fonction de la température du bloc et de la pression de sorte que le débit issu de la combustion est donné par la relation :

$$\dot{m}_b = \rho_p a p^n A_b$$

$\rho_p$  est la masse volumique et  $A_b$  la surface de combustion, l'exposant de la pression  $n$  est inférieur à l'unité. Le débit traversant la tuyère étant égal à  $\dot{m}_t = \frac{p_o A_c}{C}$  il en résulte que la pression de fonctionnement du propulseur est égale à :

$$p_o^{1-n} = \rho_p a C \cdot \frac{A_b}{A_c} = \rho_p a C \cdot K_I$$

Le rapport géométrique  $K_I$  fixe la pression  $p_o$ , dans la plupart des applications  $K_I$  est compris entre 200 et 400. La pression  $p_o$  restera constante, si la surface  $A_b$  ne varie pas au cours du temps on obtient un bloc neutre. Pour réaliser une grande surface de combustion, il est nécessaire d'utiliser des blocs tubulaires à canal central. Pour des raisons de facilité de fabrication, de manutention et de prix de revient, les blocs sont segmentés comme indiqué sur la figure 3. Dans la plupart des applications la section a un profil étoilé de manière à conserver une surface constante pendant la combustion du bloc. Dans le cas de blocs segmentés on utilise simplement des blocs à section interne circulaire, la combustion a lieu également sur la paroi latérale. La relation précédente donnant la pression dans le foyer est une première approximation, l'écoulement des gaz dans le canal modifie la vitesse tout le long du bloc fonction de la pression statique  $p$  près de la paroi et du débit unitaire  $\rho v$  dans le canal central

$$v_b = v_b(p, \rho v)$$

La vitesse  $v_b$  varie donc tout le long du bloc.

Dans les dimensions élevées du propulseur le diamètre pouvant atteindre 6,6 m. (classe des 260 in.) la valeur de la vitesse de combustion est souvent imposée par l'optimisation de l'ensemble. En première approximation on peut admettre un rapport constant entre le rayon du propulseur  $R$  et l'épaisseur brûlée  $W$  de sorte que  $R/v_b t_b = \text{constante}$  ( $t_b$  étant le temps de combustion). Une augmentation du diamètre de l'engin conduit à avoir des temps de combustion plus longs à moins d'utiliser des propergols à vitesse de combustion élevée.

Les parois de l'enveloppe sont protégées par des inhibiteurs qui sont en général des matériaux ablatifs. L'importance de ces inhibiteurs est relativement accentuée dans le cas des propulseurs de petite puissance, cette importance diminue lorsque la taille du propulseur croît, de cette manière on peut prévoir côté tuyère et dans la zone de jonction des segments des épaisseurs d'inhibiteurs assurant une protection totale de l'enveloppe.

L'allumage du propergol est assuré par un petit propulseur caractérisé par son débit  $\dot{m}_{bt}$  et son temps de fonctionnement  $t_{bt}$ . Le débit  $\dot{m}_{bt}$  conditionne le transfert de chaleur à la surface du propergol, le temps d'allumage par exemple est égal à :

$$t_a = k \left( \frac{A_p}{\dot{m}_{bt}} \right)^{1,8}$$

$A_p$  étant la section de passage des gaz dans le canal central du propulseur principal. Généralement le quotient  $\dot{m}_b / \dot{m}_{bt}$  du débit nominal du propulseur principal au débit du propulseur d'allumage est de l'ordre de 10, cette proportion diminue lorsque la dimension du propulseur augmente. Le temps  $t_{bt}$  est fonction du temps de séjour des gaz dans le foyer, de  $t_a$  et d'un temps relatif à la montée en pression dans le propulseur. L'organisation de l'écoulement à la sortie du propulseur d'allumage est importante, il faut en effet que les produits chauds issus du propulseur d'allumage viennent le plus possible en contact avec la surface du propergol principal.

L'évolution de la pression pendant la phase d'allumage dépend de  $\dot{m}_{bt}$ ,  $t_{bt}$  et également de la géométrie interne du canal central et de la tuyère ainsi que de la nature du propergol. Cette évolution est sensible à l'effet d'échelle.

La tuyère est en général constituée par des matériaux ablatifs, le graphite pyrolytique étant utilisé au col. Avec les propulseurs de grande dimension on note une ablation importante du col de la tuyère, la pression évolue en fonction de la surface du col

$$\frac{p_o(t)}{p_o(0)} = \left[ \frac{A_c(0)}{A_c(t)} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

L'effet est minimum lorsque l'exposant de la pression est nul.

De même la poussée varie comme :

$$\frac{F(t)}{F(0)} = \left[ \frac{A_c(0)}{A_c(t)} \right]^{\frac{n}{1-n}}$$

la poussée ne varie pas lorsque l'exposant est nul d'où l'intérêt des propergols solides à vitesse de combustion indépendante de la pression. Si  $v_a$  est la vitesse d'ablation du col le rapport de section est égal à :

$$\frac{A_c(0)}{A_c(t)} = \frac{D_c^2}{[D_c + 2 \int_0^t v_a(t) dt]^2}$$

La constante de temps  $\theta = D_c / 2\bar{v}_a$  où  $\bar{v}_a$  est la vitesse d'ablation moyenne, dépend de la dimension de la tuyère par  $D_c$ ,  $v_a$  étant peu modifiée par l'échelle de la tuyère, l'effet d'ablation étant d'autant moins sensible que le diamètre de la tuyère est grand. La vitesse d'ablation au col est fonction de deux effets, un effet thermique transfert par convection et un effet chimique à la surface de la tuyère (oxydation dans le cas du graphite).

Avant de quitter les problèmes relatifs à la tuyère, indiquons les tuyères intégrées, le convergent pénétrant dans le canal central, cette configuration s'accompagne en général d'une perte d'impulsion spécifique. La modification du vecteur poussée est obtenue soit par injection dans le divergent d'un liquide (généralement  $N_2O_4$ ) soit en déplaçant une partie du convergent, le col et le divergent, la liaison (convergent - enveloppe) étant assurée par un joint souple qui bien que transmettant l'effort axial, peut se déformer latéralement.

Les problèmes de tenue mécanique du bloc pendant le stockage sous l'effet de l'accélération et durant la montée en pression doivent être pris en considération. Dans la plupart des propergols solides modernes le liant plastique enrobe à la fois les cristaux de perchlorate d'ammonium et les particules d'aluminium. Le pourcentage de liant étant inférieur à 20 %, il faut que la matière plastique possède de bonnes propriétés à l'enrobage pour que les qualités mécaniques soient acceptables. De plus l'enveloppe et le bloc n'ont pas les mêmes propriétés et la liaison est assurée par une couche de matière plastique (liner). Les contraintes principales sont de trois ordres : thermiques, lors de la mise en pression, bloc soumis à une accélération (stockage et vol). Les contraintes thermiques apparaissent dans le cas de blocs collés ; le bloc étant polymérisé à une température supérieure à sa température de stockage, au cours de son refroidissement il tend à se contracter. La mise en pression dilate l'enveloppe, ce phénomène négligeable avec les enveloppes métalliques est beaucoup plus important avec les enveloppes constituées par des fils de verre bobinés (roving). Une accélération longitudinale crée des contraintes de cisaillement maximales à la périphérie du propulseur et proportionnelles au diamètre du propulseur et à l'accélération, cet effet peut devenir important avec des propulseurs de grands diamètres.

Ce type de propulsion, comme nous l'avons signalé, est surtout intéressant comme étage 0 (strap-on) généralement ces propulseurs ne sont pas récupérés (expendable solid systems). Pour des raisons de logistique, de prix de revient, ils sont utilisés sous formes de segments (3, 5 ou 7) chaque unité de propulsion pouvant être groupée en série (cluster). La figure 5 indique la charge utile correspondant à trois missions (105 NM circular orbit eastern test range - 105 NM circular orbit western test range - 200 NM circular orbit) le deuxième étage étant le 2<sup>ème</sup> étage Saturn V B, le diamètre étant de 120".

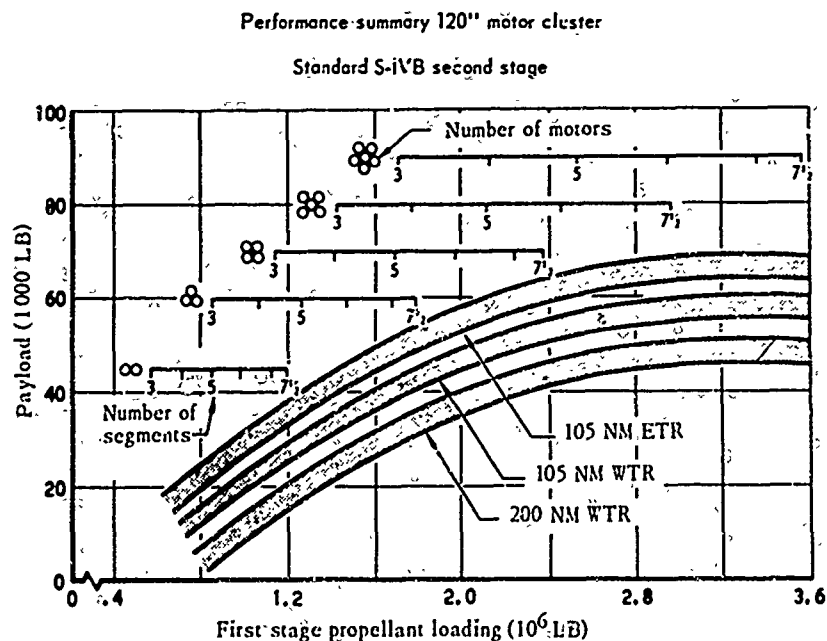


Fig. 5 - Performance capabilities of composite vehicles [12]

#### 1.4.2 - Systèmes à propergol liquide

Les systèmes à propergol liquide utilisent pour la plupart deux ergols : le comburant et le combustible. Un tel système est schématisé sur la figure 6, leur structure est beaucoup plus complexe que celle des systèmes précédents. Comburant et combustible sont stockés dans des réservoirs, un système d'alimentation soit à pression génératrice, soit à turbo pompe introduit les deux liquides dans le foyer par l'intermédiaire du système d'injection, les liquides sont pulvérisés et brûlent sous forme de fines gouttelettes, le temps de combustion étant défini par le temps de combustion des gouttes. La combustion s'effectue sensiblement à pression constante, les gaz brûlés sont ensuite détendus dans la tuyère. Un des ergols est en général utilisé pour le refroidissement de la paroi constituant le foyer et la tuyère.

Ce système sera étudié avec beaucoup plus de détails dans un cas particulier qui sera celui du propergol Hydrogène liquide - Oxygène liquide (voir §. II) c'est pourquoi nous restons ici dans les généralités.

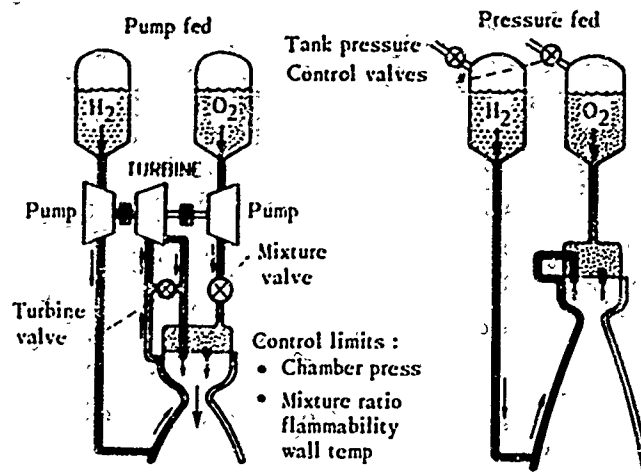


Fig. 6 - Liquid propellant rocket

Les divers systèmes utilisés dépendent des propriétés physiques des ergols c'est pourquoi on distingue trois types de systèmes suivant que les ergols sont stockables au niveau du sol terrestre, stockables dans l'espace ou cryogéniques. La figure 7 donne quelques uns de ces ergols avec l'intervalle de température relatif à la phase liquide de chacun des ergols.

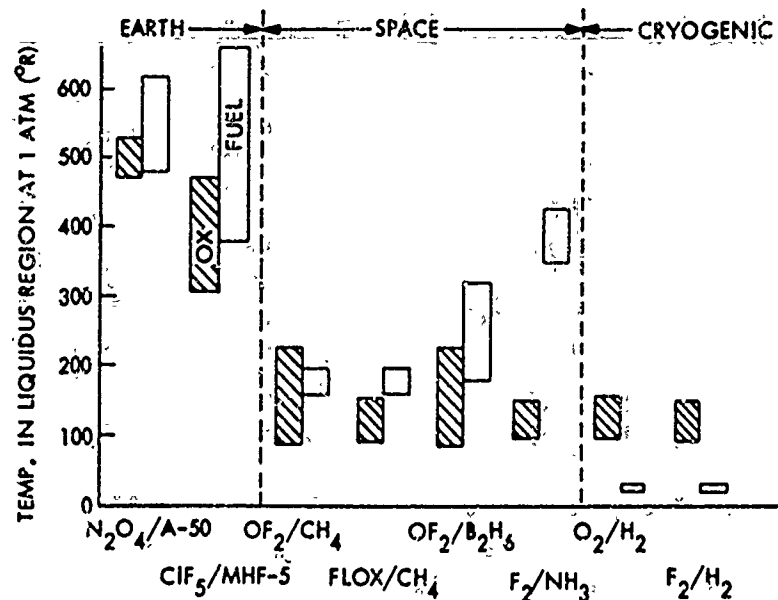


Fig. 7 - Liquid propellant classification

La structure des différents systèmes est liée au dispositif utilisé pour l'alimentation. Dans le cas d'une alimentation par pression génératrice constituée par un générateur de gaz chauds ou froids permettant de pressuriser les réservoirs et de chasser les ergols vers le foyer, l'ensemble est beaucoup plus lourd que dans le cas d'une alimentation par turbopompe. Pour fixer les idées nous donnons (tableau III, une comparaison des poids pour trois types de propergols mentionnés précédemment (cryogénique  $F_2 - H_2$ , stockable au sol  $N_2O_4 - A - 50$ , et pour les deux systèmes d'alimentation, pompe et pression génératrice, pour une mission particulière (mission orbitale autour de Mars, [7]. Les systèmes à pression génératrice sont beaucoup plus lourds que les systèmes à turbopompe. Les propergols cryogéniques conduisent à des ensembles plus légers. Ces résultats dépendent beaucoup du critère choisi pour optimiser le système. La mission étant connue (accroissement de vitesse, charge utile) on peut optimiser par rapport à la masse de tout l'ensemble, c'est le critère de l'ingénieur ou encore par rapport au prix de revient de l'ensemble, ce qui constitue le critère du financier. L'optimisation par rapport au coût peut changer le classement précédent, les dispositifs d'alimentation à pression génératrice pouvant conduire à des ensembles plus lourds mais meilleur marché que les dispositifs à turbopompe.

Les problèmes posés par les propergols cryogéniques seront examinés au paragraphe 2 et pour les autres classes nous allons simplement faire un inventaire de ces problèmes.

Le groupe réservoir, constitué par le réservoir de comburant et celui de combustible pose des problèmes technologiques en ce qui concerne la tenue mécanique, la corrosion avec certains comburants, le ballonnement, l'alimentation quelle que soit la position de la fusée

et son accélération, les réactions de la surface avec les gaz issus du générateur permettant de mettre les réservoirs sous pression.

Le système d'alimentation doit être le plus léger possible et pour cela utiliser une combustion auxiliaire de manière à chauffer les gaz introduits dans le réservoir. On utilise des générateurs à propergols solides, les gaz brûlés étant refroidis par une injection d'eau.

TABLE III  
COMPARISON OF WEIGHTS (lb) FOR PRESSURE-FEED AND PUMP-FEED SYSTEMS FOR MARS ORBITER

Propulsion module element	F <sub>1</sub> /H <sub>2</sub>		OF <sub>2</sub> /CH <sub>4</sub>		N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A-50	
	Pump-fed	Pressure-fed	Pump-fed	Pressure-fed	Pump-fed	Pressure-fed
Structure	382	439	398	414	370	389
Propellant feed assembly	656	964	477	533	351	345
Pressurization system	30	176	54	115	24	191
Engine system	152	375	152	380	158	336
Contingency	125	197	109	144	90	128
Residuals	217	318	183	201	145	162
Performance reserve	73	107	75	106	137	138
Propellant	5,587	6,598	6,446	7,089	8,260	8,879
Total module weight, lb	7,238	9,194	7,874	8,982	9,535	10,560

Le système d'injection des ergols dans le foyer est la partie la plus délicate du système, son rôle est double : introduire dans la chambre un débit connu de comburant et de combustible et réaliser une bonne pulvérisation des ergols pour diminuer le temps de combustion, de ce système dépendent l'efficacité de la combustion, le transfert de chaleur à la paroi, la stabilité de la combustion.

Le foyer et la tuyère ne posent pas de problèmes particuliers. La chambre est constituée par un faisceau de tubes dans lequel circulent l'un des ergols, l'efficacité de l'échangeur a pu être améliorée et des profils de tuyère mieux adaptés à chaque mission ont pu être réalisés (tuyère en coquetier par exemple).

Les propergols utilisés sont en général hypergoliques c'est-à-dire qu'ils s'enflamment avec un délai de l'ordre de la milliseconde lorsqu'ils sont en contact, la séquence d'allumage est de ce fait facilitée. La mise en route des systèmes à propergol liquide est toujours délicate et un grand soin doit être apporté au réglage des débits de comburant et de combustible pendant la phase d'allumage et la montée en pression dans le propulseur.

La stabilité de la combustion demeure un problème important du développement de ces engins. Les instabilités de basse fréquence sont liées au temps de combustion dans les foyers et résultent d'un couplage entre les fluctuations de pression et de poussée avec le déplacement de la structure entraînant des fluctuations de débit (effet Pogo).

Le mode tangentiel est le mode acoustique le plus dangereux, il correspond à des instabilités de haute fréquence. Ce type peut être supprimé en utilisant des baffles placés radialement dans le plan d'injection.

#### 1.4.3 -- Systèmes hybrides -- [8]

Sous sa forme classique le système hybride comporte un combustible solide stocké dans le foyer et un comburant liquide, le rapport de mélange comburant combustible n'est donc pas préréglé mais va dépendre des phénomènes de combustion. C'est donc au départ une complication par rapport aux autres systèmes mais par ailleurs des avantages inhérents à cette solution apparaissent, comme la facilité de fabrication, la sécurité de fonctionnement, l'effet d'échelle, la modulation de poussée. Nous allons décrire quatre problèmes qui nous paraissent fondamentaux dans le cas d'application à des véhicules hypersoniques à savoir :

- la combustion du solide,
- l'organisation de la combustion,
- la modulation de la poussée,
- la conception de propulseurs de forte puissance.

##### 1.4.3.1 - Combustion du solide -

Sous une forme schématique, on peut imaginer qu'entre le comburant gazeux circulant dans le canal central et le combustible solide (fig. 8) se situe une zone de combustion ayant l'apparence d'une flamme de diffusion. La turbulence présente dans cette zone conduit à une zone de combustion épaisse, hétérogène et il est difficile de parler de combustion dans une couche mince mais plutôt de combustion dans un écoulement stratifié. De très nombreux travaux sont consacrés à la détermination des lois régissant la vitesse de régression du solide. La façon la plus simple pour avoir une idée de la vitesse de régression est de prendre un bloc cylindrique à canal central circulaire. En cours de combustion l'évolution du diamètre  $D$  du canal central est assez bien représentée par une loi de la forme.

$$D^n = D_0^n + kt$$

où  $D_0$  est le diamètre initial et  $k$  des paramètres. La vitesse de régression  $v_b$  déduite de cette loi est une fonction principalement de deux paramètres : la pression  $p$  et le débit unitaire  $G = \rho u$  de sorte que :

$$v_b = bp^n G^m$$

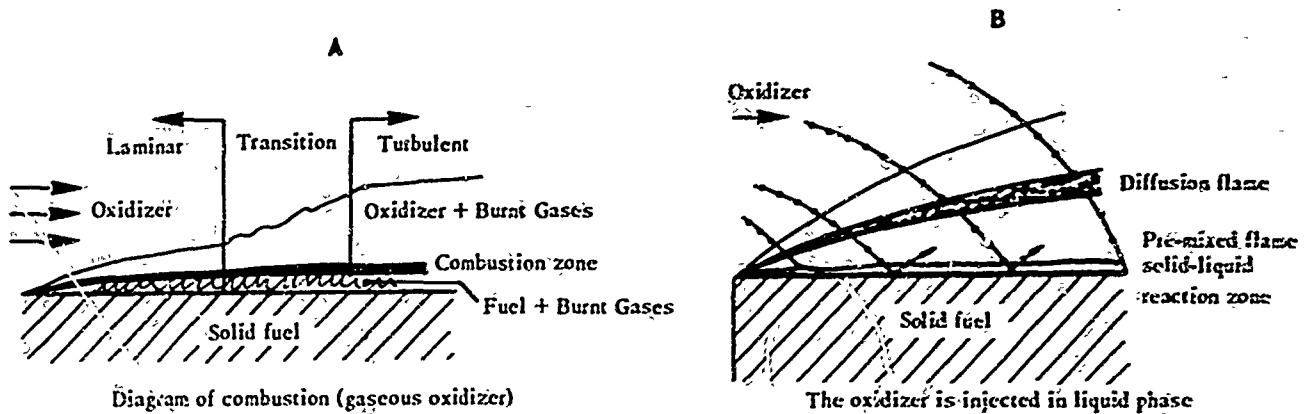


Fig. 8 - Structure of the combustion zone

Dans la plupart des propulseurs hybrides  $m$  est voisin de 0,5. L'exposant  $n$  par contre est plus faible et est compris entre 0 et 0,3. Ces lois donnant la vitesse de régression permettent d'expliquer le fonctionnement du propulseur et définissent le rapport de mélange. A pression constante avec  $m = 0,5$ , le rapport de mélange est constant si le rapport  $P\sqrt{A_p}$  du périmètre  $P$  de la section du canal central à la surface  $A_p$  est une constante. Lorsque le canal est un cylindre circulaire,  $P\sqrt{A_p} = 2\sqrt{\pi}$  et est donc indépendant du diamètre  $D$  du canal. Pour des géométries plus complexes la neutralité du bloc est obtenue si le produit  $r_b A_p$  est maintenu constant.

#### 1.4.3.2 - Organisation de la combustion

Un bon fonctionnement du foyer nécessite une vitesse de régression du bloc suffisante mais également un mélange efficace du comburant et du combustible de manière à obtenir une combustion complète. Un bon rendement de combustion ne peut être obtenu que par une organisation convenable de la combustion. Dans les configurations actuelles et suivant la mission du propulseur, quatre techniques ont été utilisées schématisées sur la figure 9. Une configuration possible adoptée à l'ONERA consiste à placer à une certaine distance du fond de chambre un diaphragme qui divise le bloc en deux parties, le rôle de la chambre amont est de vaporiser rapidement le comburant liquide et d'envoyer dans la chambre aval un jet de comburant chaud très turbulent qui intensifie le mélange et augmente de manière sensible la vitesse d'ablation. Dans une deuxième configuration, on réalise le mélange à l'extrémité aval du bloc en plaçant des grilles. On peut aussi dans une troisième configuration avoir un obstacle liquide, obtenu par une injection secondaire de comburant. Enfin dans la quatrième configuration, des obstacles fluides sont matérialisés par des jets venant perturber l'écoulement central (cas d'une tuyère intégrée).

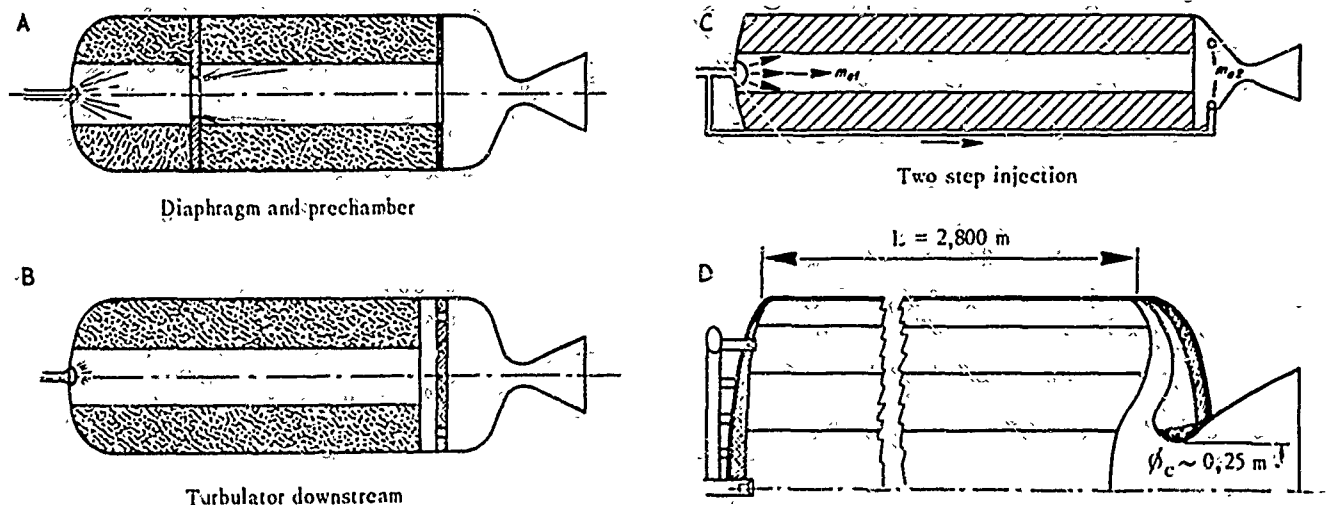


Fig. 9 - Devices for mixing and combustion intensification

#### 1.4.3.3 - Modulation de la poussée

Il est séduisant a priori de moduler la poussée d'un système de propulsion hybride par le débit de liquide injecté. Si nous multiplions par exemple le débit de comburant par  $k$ , le débit unitaire  $G$  dans le canal central est multiplié par  $k$ , la pression dans le propulseur est également multipliée par  $k$ , il en résulte que le débit du combustible est multiplié par  $k^{n+m}$ . Comme  $m$  est de l'ordre de 0,5 il faut donc pour que le débit de combustible soit multiplié par  $k$  que l'exposant  $n$  soit égal à 0,5, nous avons vu que généralement  $n$  est



inférieur à cette valeur, de sorte qu'une augmentation du débit de comburant se traduit par une diminution de la richesse et de ce fait par une chute de performances. Pour pallier à cet inconvénient la solution la plus simple consiste à injecter du liquide en raison et en aval du bloc, le rapport des débits injectés étant fonction de la pression de chambre. Cette technique peut de plus améliorer l'efficacité de la combustion. Les systèmes hybrides fonctionnent parfaitement aux faibles pressions.

#### 1.4.3.4 - Propulseur hybride de forte poussée

Dans ce cas pour augmenter le débit de combustible, on jette sur la surface de combustion en utilisant des blocs à plusieurs perforations. Le débit de combustible peut se mettre sous la forme :

$$\dot{m}_H = b \rho_H A_b G^m p^n$$

où  $\rho_H$  est la densité du combustible,  $A_b$  la surface soumise à l'écoulement de gaz chauds.

En première approximation, on peut prendre pour  $G$  le débit unitaire  $G_0$  de comburant dans la section amont du bloc de combustible, c'est-à-dire à l'entrée du propulseur, de sorte que le débit  $\dot{m}_H$  a pour expression :

$$\dot{m}_H = b \rho_H \frac{A_b}{A_p} (\dot{m}_0)^m p^n$$

$\dot{m}_0$  désignant le débit masse de comburant et  $A_p$  la section de passage des gaz. Bien que dans certains cas l'exposant  $m$  puisse atteindre 0,4, la valeur  $m = 0,5$  est la plus généralement rencontrée sur propulseur. Un fonctionnement à pression constante conduit alors à l'expression suivante pour le débit  $\dot{m}_H$ , lorsque la section de passage du bloc est du type cylindrique :

$$\dot{m}_H = a \rho_H \frac{P}{\sqrt{A_p}} \sqrt{\dot{m}_0} L$$

$a$  étant la constante d'ablation du combustible,  $P$  le périmètre de la section de passage et  $L$  la longueur du bloc.

On voit donc que si la vitesse d'ablation est uniforme le long du bloc le rapport de mélange optimum sera conservé pendant tout le tir si  $P/\sqrt{A_p}$  reste constant.

Le choix de la géométrie doit tenir compte en premier lieu de cette condition.

Une configuration à 13 perforations à section triangulaire (la base du triangle étant circulaire, qui sera la plus pratique dans un effet d'échelle (essai d'une seule perforation, puis multiplication pour obtenir l'échelle unitaire, n'est pas neutre, le rapport  $P/\sqrt{A_p}$  décroissant dans des proportions notables au cours du tir (de l'ordre de 20 %).

La configuration à 14 perforations choisie par UTC est neutre sous certaines conditions [9] :

Si l'on suppose en effet que le schéma du bloc est celui représenté sur la figure 10, les relations permettant de calculer les dimensions de la section de passage à l'état initial sont les suivantes (le paramètre étant le rapport  $H/R$  l'épaisseur de combustion au rayon du bloc) :

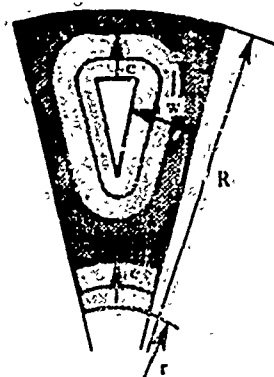


Fig. 10 - Probable characteristics of F/3 and F thrust motors

MOTOR:	① $F = 100 \text{ KN}$	② $F = 510 \text{ KN}$
$R \text{ (m)}$	0,4825	1
$L \text{ (m)}$	2,790	6,200
$r \text{ (m)}$	0,158	0,527
$w \text{ (m)}$	0,072	0,150
$A_{p0} \text{ (m}^2\text{)}$	0,115	0,495
$a$	$10^{-4}$	$10^{-4}$
$v_0 \text{ (km s}^{-1}\text{)}$	1,16	1,25
$K_B$	$\sim 2,3$	$\sim 2$
$C$	0,84	0,84
$t_0 \text{ (s)}$	62	120
$p_0 \text{ (bars)}$	25	25
$A_v \text{ (m}^2\text{)}$	0,050	0,248

- section de passage :

$$A_{p0} = \frac{A_{p0}}{R^2} = N \left(1 - \frac{H}{R}\right)^2 \left(\frac{\Pi}{N} - \gamma\right) - \frac{H^2}{R^2} (\cot \gamma - \cot \frac{\Pi}{N}) + \frac{r^2}{R^2} \frac{\Pi}{N}$$

- périmètre :

$$P_0 = \frac{P_0}{R} \cdot 2N \left(1 - \frac{h}{R}\right) \left(\frac{\pi}{N} - \gamma\right) + \frac{h^2}{R} (\cot \gamma - \cot \frac{\pi}{N}) + \frac{r}{R} \frac{\pi}{N}$$

Dans ces deux expressions  $\frac{r}{R}$  et  $\gamma$  sont définis par les relations :

$$\frac{r}{R} = \frac{h^2 (1 - 2 \sin \frac{\pi}{N})}{\sin \frac{\pi}{N}}, \quad \sin \gamma = \frac{h}{R}$$

Si l'on admet que l'ablation s'effectue suivant des surfaces parallèles, l'épaisseur brûlée à l'instant  $t$  étant  $e$ , le rapport :

$$\frac{p(t)}{\sqrt{a_p(t)}} = \frac{P_0 + 2N(N+1) \frac{e}{R}}{\sqrt{a_p(t)} \cdot \sqrt{a_{p0} + p_0 \frac{e}{R} + N(N+1) \frac{e^2}{R^2}}}$$

doit être constant, quand  $\frac{e}{R}$  varie au cours de la combustion.  $p_0$  et  $a_{p0}$  étant fonction de  $W/R$ , il existe en fait une valeur de  $W/R$  pour laquelle ce rapport est conservé au cours du tir : cette valeur est légèrement supérieure à 0,15 pour  $N=13$ .

Cette géométrie permet donc de réaliser une quasi neutralité en se plaçant au voisinage de  $W/R = 0,15$ .

Une autre condition importante à respecter dans le choix d'une géométrie est l'obtention d'un bon coefficient de remplissage, ce coefficient étant défini à partir de la section de passage initiale :

$$C = 1 - \frac{a_{p0}}{\pi}$$

Les variations de ce coefficient en fonction de  $W/R$  sont représentées sur la figure 11 et accusent un maximum assez plat pour  $W/R = 0,166$ .

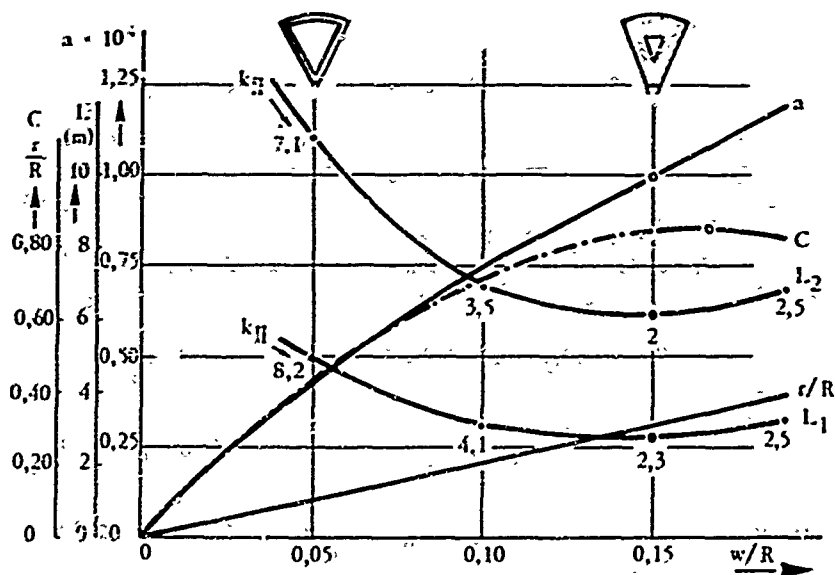


Fig. 11 - Variation of the operational parameters of a motor with 14 perforations as a function of thickness  $w/R$

On voit donc que pour  $W/R = 0,15$ , on aura de plus un coefficient de remplissage voisin du maximum ( $C_{max} = 0,85$ ).

Le rapport  $W/R$  étant fixé, l'épaisseur de combustion  $W$  est imposée par le temps de combustion  $t_b$  et déduite de l'intégrale :

$$t_b = \int_0^W \frac{dr}{v_b}$$

avec la configuration en roue de charrette adoptée par UTC, on obtient alors la relation suivante reliant le temps  $t$  à l'épaisseur brûlée  $e/R$  :

$$(V) \quad a\sqrt{m_0} t = \frac{R^2}{4N(N+1)} \left[ p(t) \sqrt{a_p(t)} + \frac{4N(N+1)a_{p0} - p_0^2}{2N(N+1)} \log_e \left( \frac{p(t)}{2N(N+1)} + \sqrt{a_p(t)} \right) + \sqrt{a_p(t)} \right]$$

la fonction de  $c/R$  représentée par le second membre devant être prise entre les bornes  $c/R = 0$  pour  $s = 0$  et  $c/R = W/R$  pour  $s = t_b$ , on obtient finalement :

$$a\sqrt{m_0} t_b \approx R^2 \int \left( \frac{W}{R}, N \right).$$

$N$  et  $W/R$  étant fixés,  $a$  étant une constante spécifique du propergol, le débit  $\dot{m}_0$  étant fixé par la poussée à obtenir ainsi que par l'impulsion spécifique et le rapport de mélange correspondant du propergol,  $t_b$  étant déduit de l'optimisation du propulseur, la relation précédente permet de calculer le rayon du bloc et l'épaisseur  $W$ .

La longueur  $L$  du bloc est déduite de la relation (1) qui s'écrit dans le cas général où  $W/R$  est différent de 0,15 :

$$L = m^* \sqrt{\dot{m}_0} \frac{\sqrt{L_2}}{\beta} \cdot \frac{1}{\rho_H a} :$$

les lettres soulignées correspondent à des valeurs moyennes et  $m^*$  désignant le rapport de mélange  $\dot{m}_H/\dot{m}_0$ .

Enfin il est possible de déterminer la valeur du paramètre de similitude

$$K_{11} = A_p/A_c$$

dépendant au même titre que la longueur  $L$  du rapport  $W/R$  et de  $c$  (par l'intermédiaire du rayon  $R$ ). Dans l'état présent de la technique,  $K_{11}$  doit être supérieur ou égal à 2.

Considérons le propulseur de 91 000 daN de poussée. Si l'on adopte comme données relatives au propergol les valeurs suivantes :

- pression de fonctionnement : 25 bars
- rapport de mélange : 0,620
- rapport de détente : 40/1
- $C_F$  pratique au sol : 1,47
- $I_s$  pratique : 253 s
- Densité du combustible : 1,13 (50 % d'Al)
- temps de combustion : 126 s
- diamètre du bloc : 2 m

la relation (1) permet de calculer la constante d'ablation et de représenter ses variations en fonction de  $W/R$  (fig. 11). Le produit  $a\sqrt{m_0} t_b$  étant connu, il est possible de calculer :

$$\sqrt{a_p} = \frac{1}{R} \frac{a\sqrt{m_0} t_b}{W}$$

et de représenter la longueur  $L_2$  du propulseur en fonction de  $W/R$  (fig. 11). Nous avons porté également sur cette courbe les valeurs du paramètre  $K_{11}$ . On constate que la valeur  $W/R = 0,15$  retenue précédemment conduit à une valeur de  $K_{11}$  acceptable :  $K_{11} \sim 2$  et à une longueur  $L_2$  minimale  $L_2 = 6,2$  m. La constante  $a$  du propergol serait de l'ordre de  $1 \cdot 10^{-4} \text{ (m}^2 \text{ kg}^{-1/2} \text{ s}^{-1/2})$  ce qui correspond, pour un débit unitaire moyen de  $156 \text{ kg/m}^2 \text{ s}$  à une vitesse d'ablation de  $1,25 \text{ mm/s}$ . Ce propulseur de 910 kN est pris à titre d'exemple.

La mise au point d'un tel propulseur peut se faire par tir d'éléments comme indiqué sur la figure 12 de manière à connaître les vitesses d'ablation sur une seule perforation et à réduire le prix de revient.

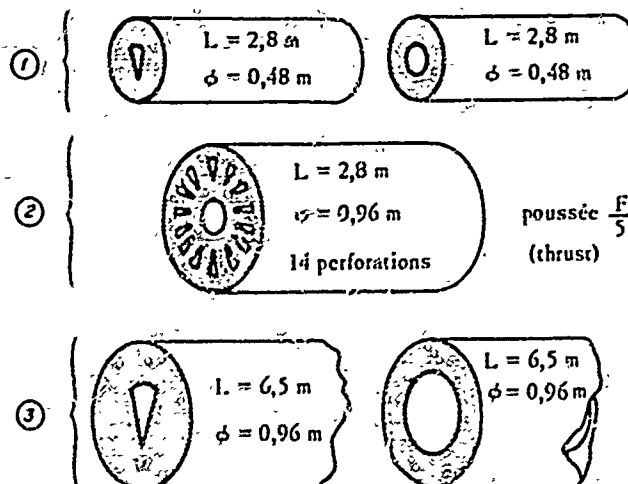


Fig. 12 - Phases of the demonstration program for the development of a hybrid motor giving a thrust of 910 kN ( $L = 6,5 \text{ m} - \phi = 2 \text{ m}$ )

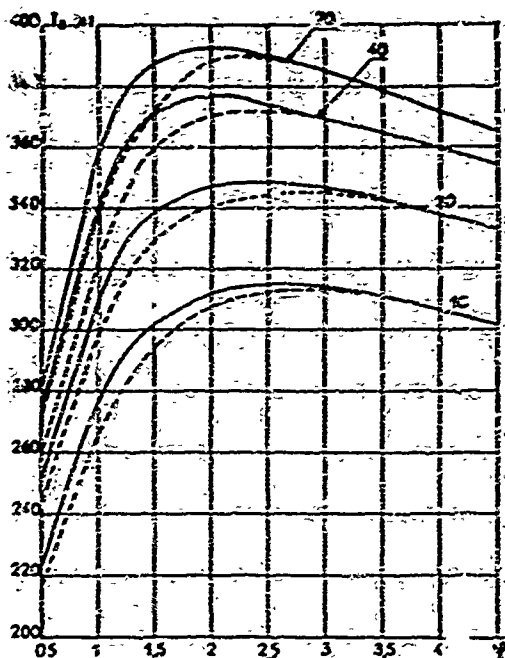


Fig. 13 - Specific impulse variation versus equivalent ratio for different values of the chamber pressure [propellant  $\text{H}_2\text{-O}_2$ ]

Fig. 14 - Adiabatic combustion temperature versus equivalent ratio for different values of the chamber pressure [propellant  $\text{H}_2\text{-O}_2$ ]

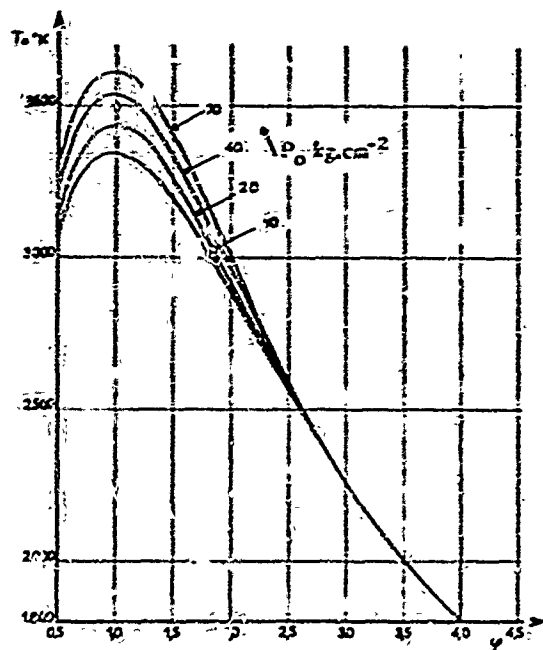
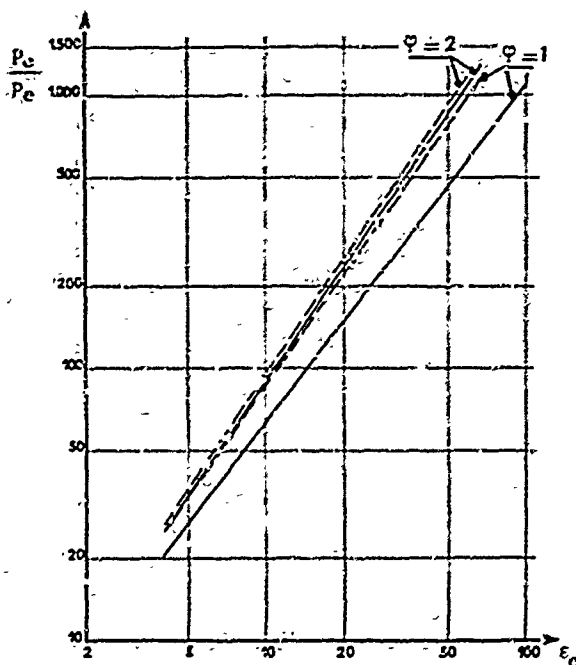


Fig. 15 - Pressure expansion ratio versus area ratio  $E_b$  [propellant  $\text{H}_2\text{-O}_2$ ]

## II - SYSTÈME CHIMIQUE A PROPERGOL HYDROGÈNE LIQUIDE - OXYGÈNE LIQUIDE

Ce type de propulsion est plus particulièrement adapté aux véhicules hypersoniques et sera vraisemblablement le système utilisé dans la prochaine décade aussi nous a-t-il paru bon de détailler quelques problèmes spécifiques de ce propergol. Les propriétés physiques de ces deux ergols sont consignées dans le tableau ci-dessous :

	Hydrogène	Oxygène
masse molaire (g/mole)	2,016	32
densité au point d'ébullition	0,0708	1,144
point de fusion (1 atm) (°C)	-259,1	-218,4
point d'ébullition (1 atm) (°C)	-252,7	-183,0
chaleur de vaporisation (1 atm) (kcal/kg)	107,1	50,9
chaleur spécifique (ébullition) (kcal/kg °C)	2,87	0,406
conductivité thermique (cal/cm sec °C)	$0,284 \cdot 10^{-3}$	$0,019 \cdot 10^{-3}$
pression critique (atm)	12,8	49,7
température critique (°C)	-239,9	-118,8

### II,1 - Performances

Les performances sont repérées par le rapport de mélange  $m$  = débit de combustible/débit de comburant ou son inverse  $r = 1/m$ . Le rapport de mélange stœchiométrique  $m_s$  est égal à :  $m_s = 0,125$ . La richesse  $\varphi = m/m_s$  est également utilisée.

L'impulsion spécifique est donnée en fonction de  $\varphi$  sur la figure 13. La courbe en trait plein correspond à l'hypothèse d'une détente à composition en équilibre et la courbe en tirets à une composition figée. Les courbes ombrées correspondent à des pressions de 10, 20, 40, et 70 atm, la pression de sortie étant de 1 atm. Le maximum de performances se situe entre une richesse de 1,4 à 2,5 c'est-à-dire entre un rapport de mélange  $m$  compris entre 0,175 et 0,312 ou encore  $r$  5,7 ÷ 3,2. La température de fin de combustion  $T_0$  n'est pas très élevée et baisse rapidement lorsque  $\varphi$  augmente (voir fig. 14). Cette constatation est très intéressante lorsqu'on désire refroidir la paroi par une injection d'hydrogène plus importante à la périphérie du plan d'injection de manière à créer près de la paroi

flux réducteur froid, l'impulsion spécifique par contre n'est pas très sensible à cette augmentation de la richesse. Le rapport de section varie avec le rapport de détente  $p_0/p_e$  suivant une loi de la forme  $\epsilon_r = k_1 (p_0/p_e)^\alpha$ . Cette relation est très utile lorsque l'on désire optimiser la tuyère, (fig. 15).

Dans le domaine des hautes pressions l'impulsion spécifique est donnée sur la figure 16 dans le cas où la pression de sortie est de 1 atm et dans le vide, la pression de sortie est définie en admettant un rapport de section  $\epsilon_r$  égal à 1,9  $p_0$ , ce qui correspond sensiblement à des conditions optimales de fonctionnement, pour une pression de 1 000 atm l'impulsion spécifique théorique est de 500 secondes. Les performances de ce propergol sont très intéressantes par la valeur de l'impulsion spécifique principalement lorsque la densité du propergol n'intervient pas, on peut traduire la sensibilité à la densité en utilisant un paramètre de comparaison de la forme  $P = I_s \rho^\alpha$  et en exprimant  $P$  en fonction de  $\alpha$ , le propergol  $H_2 - O_2$  est donc supérieur lorsque  $\alpha$  est compris entre 0 et 0,2 comme l'indique la figure 17 où plusieurs types de propergols sont envisagés dans les trois domaines solide, liquide et hybride.

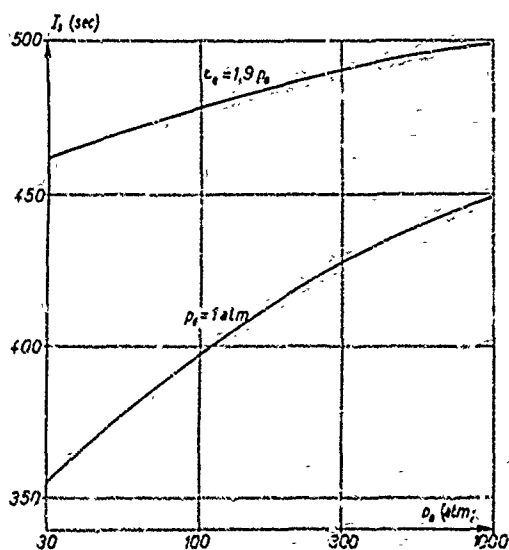


Fig. 16 - Specific impulse of  $H_2-O_2$  versus chamber pressure

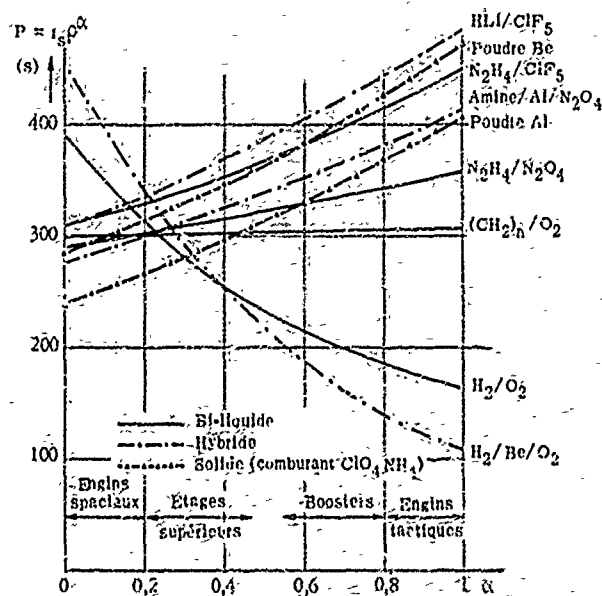


Fig. 17 - Propellant comparison in the plane  $(I_s, \rho^\alpha)$

## 11.2 — Système d'injection [10]

C'est la partie la plus importante du système de propulsion, sa conception va conditionner le rendement de combustion, la géométrie du foyer, le transfert de chaleur à la paroi et la stabilité de la combustion. Le système d'injection est constitué d'un injecteur élémentaire réparti sur le fond de chambre.

### a — Injecteur élémentaire

L'hydrogène servant comme fluide de refroidissement est injecté gazeux dans le foyer; l'injecteur élémentaire qui a donné le meilleur résultat est représenté sur la figure 18. Il comporte une injection centrale d'oxygène liquide et une injection périphérique d'hydrogène gazeux. Le débit de comburant est donné par la relation:

$$\dot{m}_o = C_o A_o \sqrt{2 \rho_o \Delta p_o}$$

où  $C_o$  est le coefficient de débit,  $A_o$  la section d'injection,  $\rho_o$  la masse volumique et  $\Delta p_o$  la surpression d'injection.

Le débit d'hydrogène gazeux est égal à:

$$\dot{m}_H = C_H A_H p_a \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{M_H}{RT_a} \left(\frac{p_i}{p_a}\right)^{\frac{1}{\gamma}}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_i}{p_a}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

où  $C_H$  est le coefficient de débit,  $p_a$  la pression d'arrêt,  $p_i$  la pression dans le plan d'injection de section  $A_H$ ,  $T_a$  la température d'arrêt de l'hydrogène.

Le rapport de mélange  $r = \frac{1}{m} = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_H}$  est défini par le quotient de ces deux équations.

La structure du jet est également importante à connaître, la pulvérisation étant obtenue par le contact du jet liquide d'oxygène avec le jet gazeux d'hydrogène placé à la périphérie du jet liquide. Si  $\bar{d}$  désigne le diamètre moyen des gouttes on peut admettre en première approximation que ce diamètre dépend du diamètre du jet de comburant  $D_{Jo}$  et de la quantité de mouvement des jets de sorte que: [11]

$$\frac{\bar{d}}{D_{Jo}} = k \sqrt{\frac{\dot{m}_o v_o}{\dot{m}_H v_H}}$$

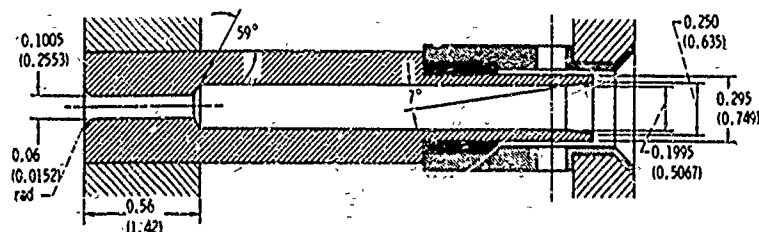
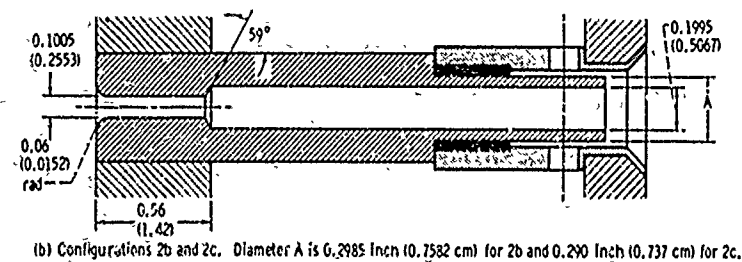
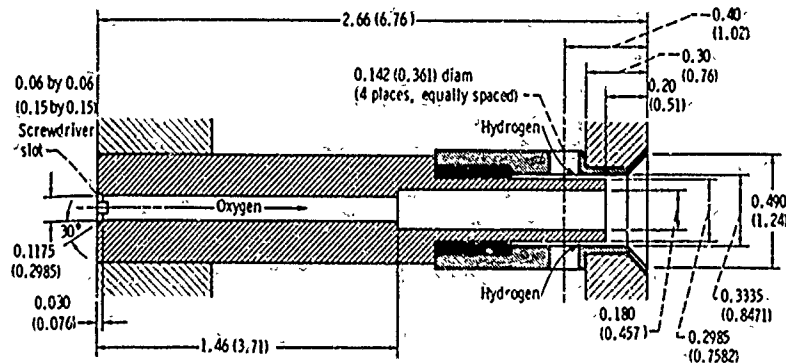


FIG. 18 - Fine-element injectors [10]

que l'on peut mettre sous la forme :

$$\frac{\bar{d}}{D_{jo}} = 1,5 \frac{r}{D_{jo}} \sqrt{\frac{4 M_H A_H p_o}{\pi R \rho_o T_H}}$$

ou encore :

$$\bar{d} = k' p_o^{0,5}$$

Le diamètre moyen des gouttes est donc proportionnel à la racine carrée de la pression dans le foyer. Différentes relations ont été données permettant de définir le temps nécessaire à la formation des gouttes (breakup time) :

$$\tau = k'' \frac{D_{jo}}{v_g v_H^{1/2}} \sqrt{\frac{p_o A_H}{\rho_g \rho_H^{1/2} (\Delta d)^3}}$$

Dans cette relation  $v_g$  est la vitesse des gaz dans le foyer,  $\rho_g$  la masse volumique et  $\Delta d$  l'espacement entre les deux cercles concentriques constituant l'injecteur.

On a également proposé des relations du type :

$$\tau = \frac{v_o^{0,266}}{1 + 0,1 \rho_g (v_H - v_o)^2}$$

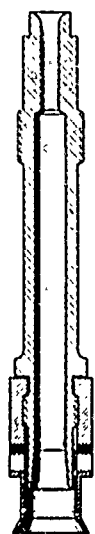
Cet injecteur élémentaire est distribué sur le fond de chambre (fig. 19). Le choix des paramètres de fonctionnement et géométriques se fait à partir de l'efficacité de combustion  $\xi_c$ , rapport de la vitesse caractéristique expérimentale à la vitesse caractéristique théorique. La définition de la taille de l'injecteur élémentaire se fait à l'aide du paramètre  $\beta = F/N$  où  $F$  est la poussée du propulseur et  $N$  le nombre d'injecteurs élémentaires. Une diminution de  $\beta$  augmente  $\xi_c$  mais diminue la stabilité de la combustion. La température de l'hydrogène peut avec certaine configuration d'injecteur modifier  $\xi_c$ , une augmentation de  $T_{H_2}$  améliorant l'efficacité de la combustion. La valeur de  $\xi_c$  est sensiblement constante pour  $r = \dot{m}_o / \dot{m}_H$  compris entre 4,5 et 6,5. Une augmentation de la pression de chambre améliore  $\xi_c$  (voir fig. 20)  $\xi_c$  étant voisin de 1 autour de 70 atm (1 000 psi). Lorsque la taille du propulseur augmente  $\xi_c$  diminue (voir fig. 21). Ces résultats se rapportent au propulseur  $M_1$  ayant les spécifications suivantes :

$\epsilon = 40$	$F_v = 1\,500\,000 \text{ lb}$
pression à l'injecteur	1 040 psi <sub>a</sub>
pression d'arrêt tuyère	985
$r$ chambre de poussée	5,5
$r$ propulseur	5
$l_s$ chambre de poussée	429,4
$l_s$ propulseur	424
$T_{H_2}$ température d'injection de $H_2$	78 °K

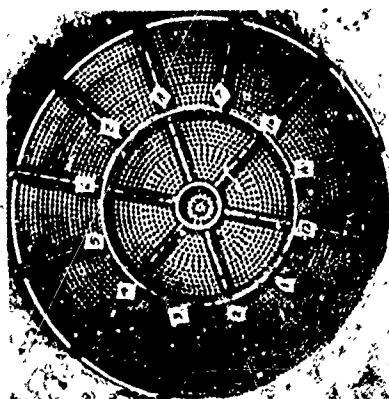
$$v_H = 187 \text{ m s}^{-1}$$

$$v_o = 10,7 \text{ m s}^{-1}$$

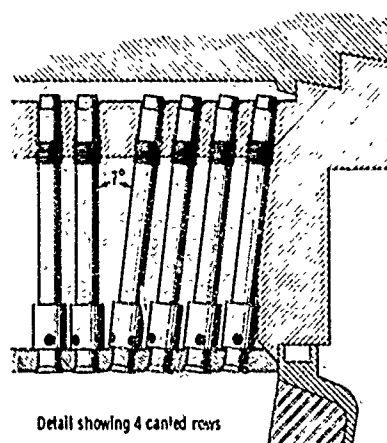
$$v_H / v_o = 17,5$$



Element detail



Injector face



Detail showing 4 cantilever rows

Fig. 19 - Full-scale injector [10]

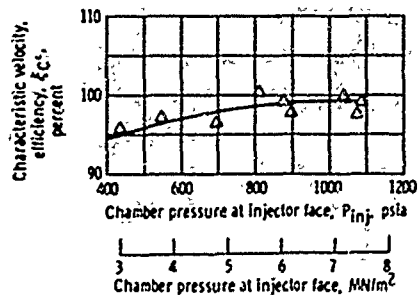


Fig. 20 - Chamber-pressure effect on performance [ $H_2-O_2$ ]  
 $T_{H_2} = 78^\circ K$  - configuration 2d [10]

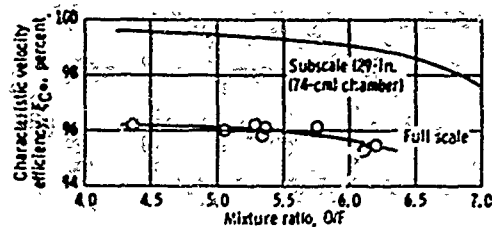


Fig. 21 - M-1 thrust-chamber characteristic velocity efficiency against  $r = O/F$  - Scale effect [10]

### 11.3 - Foyer

La géométrie du foyer est caractérisée par un rapport de contraction défini par le quotient de la section du foyer par la section du col et par sa longueur. Ces deux paramètres sont déterminés à partir de  $\xi_c$ , dans le cas du propulseur  $M_1$ , le rapport est de l'ordre de 1,7. Le temps de combustion du propergol dans le foyer correspond sensiblement au temps de combustion des gouttes d'oxygène introduites dans la chambre c'est pourquoi ce temps de combustion est principalement fonction de la pression dans le foyer, de la vitesse d'injection de l'oxygène et du rapport de mélange :

$$\tau = \tau(v_o, p_o, r).$$

Dans le cas des propulseurs de puissance élevée, par suite de l'importance du convergent, une bonne partie de la combustion peut avoir lieu dans le convergent, dans certains cas la partie cylindrique du foyer a disparu, le convergent s'amorçant dans le plan d'injection.

Des relations empiriques ont été proposées permettant de calculer la longueur de vaporisation ou de combustion des gouttes. Ces relations sont modifiées si la pression de fonctionnement du foyer est au dessus de la pression critique de l'oxygène, [11].

### 11.4 - La tuyère

L'emploi de propergol liquide permet d'un point de vue technologique de concevoir des tuyères de forme plus évoluée. Les formes les plus courantes sont au nombre de quatre :

- la tuyère classique conique ou à divergent profilé,
- La tuyère à corps central,
- la tuyère détente déflexion,
- la tuyère extensible.

Pour fixer les idées, indiquons quelques performances :

tuyère conique angle du divergent $\alpha = 15^\circ$ $\epsilon_c = 13$	impulsion spécifique	
	au sol	dans le vide
conique $\epsilon_c = 50$ ( $\alpha = 15^\circ$ )	275	320
conique $\epsilon_c = 50$ ( $\alpha = 25^\circ$ )	260	360
profilée (Bell) $\epsilon_c = 50$	255	350
noyau central	260	360
	275	360

L'avantage d'une tuyère à noyau central est d'être mieux adaptée au niveau du sol. La tuyère profilée de même performance que le divergent conique est cependant plus courte, donc intéressante parce que plus légère. On ne peut trop augmenter l'angle du divergent par suite des décollements. L'angle maximum est donné par l'angle de Prandtl-Mayer calculé pour le nombre de Mach de sortie. C'est la seule relation d'aérodynamique supersonique qui soit utilisée et il serait vain pour des raisons de longueur de vouloir calculer le profil du divergent. Il n'en est pas de même pour la géométrie du noyau central qui en général est utilisé tronqué. L'emploi de tuyère à corps central est surtout évident pour les propulseurs de très grande puissance, car il est possible de mettre en couronne des propulseurs de poussée modeste [12]. La figure 22 propose un certain nombre de tuyères non conventionnelles pouvant être utilisées dans le cas de véhicules hypersoniques. Le noyau central peut être constitué par des jets issus du générateur de gaz du système d'alimentation, ce qui a pour effet d'améliorer le coefficient de poussée. On peut également utiliser des trompes qui améliorent le coefficient de poussée (fig. 23), [13].



Proposed unconventional nozzles and combustion chambers

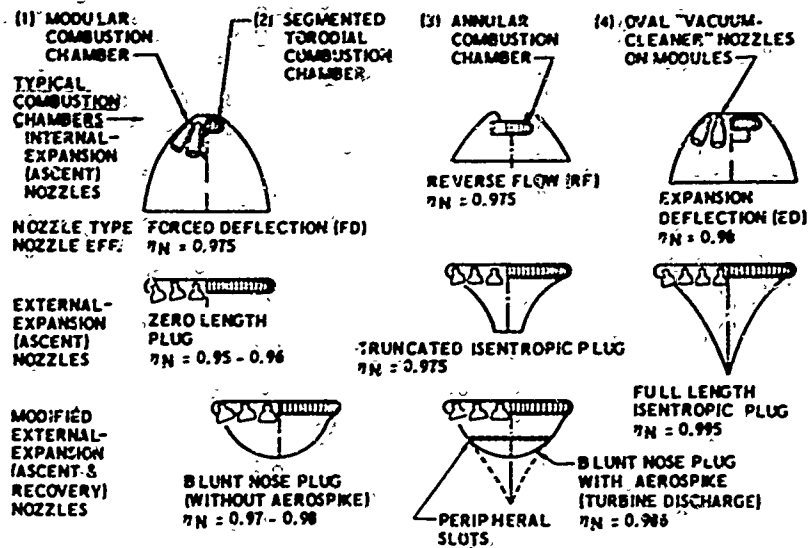


Fig. 22 - Modular combustion chamber

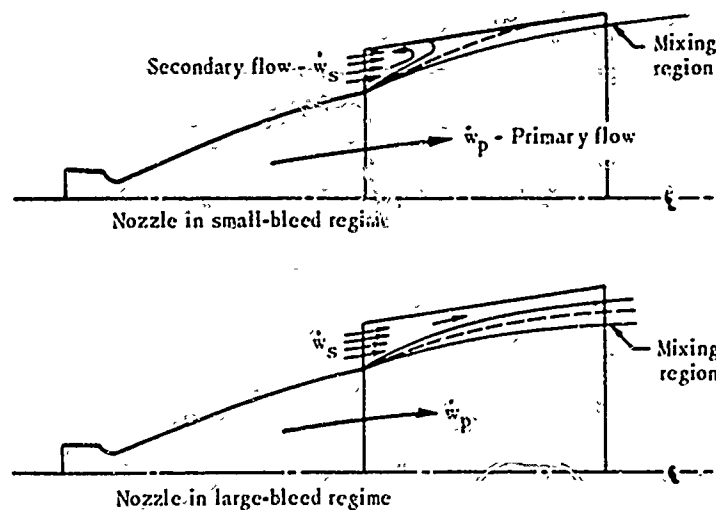


Fig. 23 - Aerobell base bleed models

## II,5 Système de refroidissement

La température de fin de combustion du propergol  $H_2 - O_2$  est relativement basse pour des pressions normales de fonctionnement ( $\sim 3000^\circ K - 3300^\circ K$ ). Il est cependant intéressant pour augmenter les performances d'accroître la pression dans le foyer au maximum c'est pourquoi il convient d'étudier le système de refroidissement avec un soin tout particulier. Le flux de chaleur reçu par la paroi est maximum au col de la tuyère et ce flux  $\Phi_c$  en  $cal\ cm^{-2}\ ^\circ K^{-1}$  est donné en première approximation par :

$$\Phi_c = 0,01\ p_o\ c^*$$

$p_o$  étant en atm et  $c^*$  en  $m\ s^{-1}$ , le flux est donc proportionnel à la pression dans le foyer.

L'hydrogène est utilisé comme fluide de refroidissement et circule dans des tubes comme indiqué sur la figure 24. La partie refroidie pour les grands rapports de détente n'intéresse qu'une partie du divergent, le convergent et le foyer. Le calcul d'un tel échangeur est compliqué pour diverses raisons. Il faut tout d'abord choisir le nombre de tubes et le profil évolutif de ces tubes, l'hydrogène est injecté liquide dans l'échangeur et sort gazeux, le long du tube, on a donc un refroidissement par liquide puis un refroidissement par un écoulement à deux phases (liquide + bulles de vapeur de  $H_2$ ), enfin un refroidissement par de l'hydrogène gazeux, les flux et les températures de parois changent donc continuellement le long du tube (voir fig. 25), l'efficacité de l'échangeur doit être maximale au col de la tuyère. Le calcul d'un tel échangeur est donc assez long, pour des raisons de stabilité de la combustion la température d'éjection de l'hydrogène peut être imposée, [14].

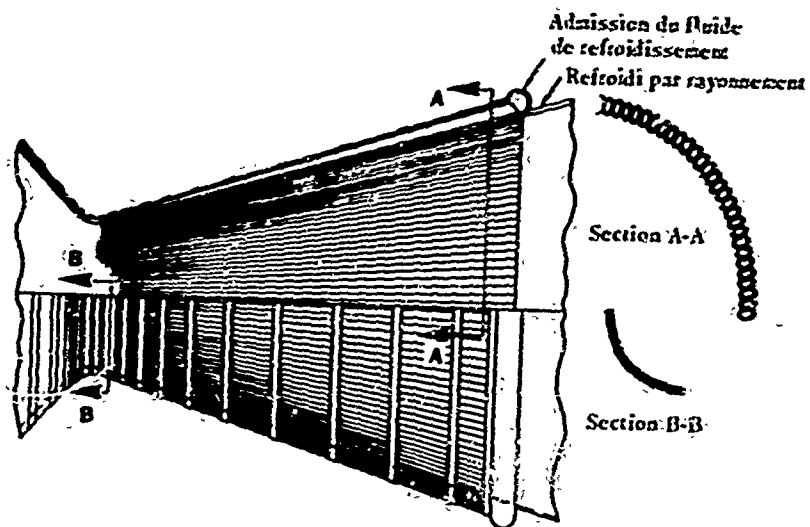


Fig. 24 - Cooled tubular-well nozzle

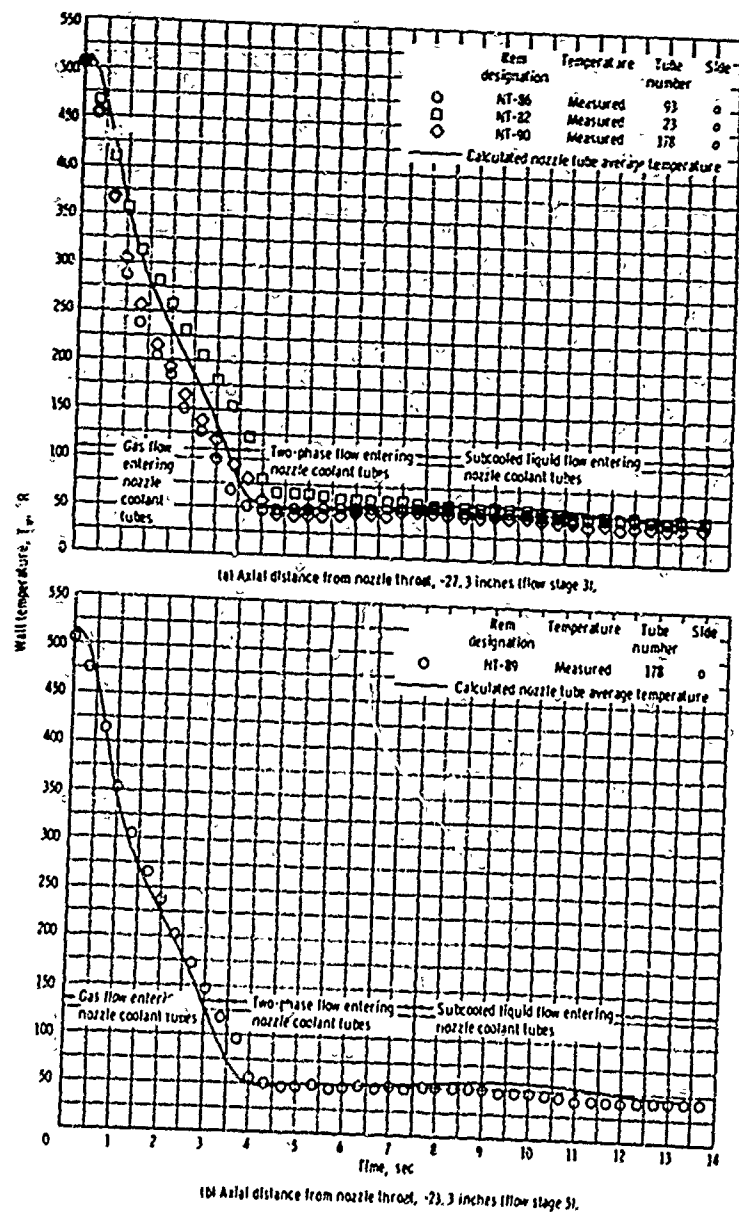


Fig. 25 - Comparison of measured and calculated coolant-tube temperatures at various axial distances from nozzle throat as function of time liquid hydrogen

Si on désire augmenter la pression dans le foyer cet échangeur peut être déficient, il faut alors combiner deux ou plusieurs techniques de refroidissement. Une de ces techniques qui est particulièrement adaptée au couple ( $H_2 - O_2$ ) consiste à concevoir le système d'injection de manière à ménager près de la paroi un écoulement ayant un excès d'hydrogène. Cette stratification de l'écoulement (gaz riche près de la paroi et plus pauvre au centre de l'écoulement) va entraîner une perte d'impulsion spécifique. Si  $\dot{m}_1$  est le débit riche situé près de la paroi et  $\dot{m}_2$  le débit central, le premier ayant une impulsion spécifique  $I_{s1}$  et le second une impulsion spécifique  $I_{s2}$ , on montre que l'impulsion spécifique globale est de la forme :

$$I_s \approx \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} I_{s1} + \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} I_{s2}$$

D'après la figure 13 on se rend compte qu'une augmentation du pourcentage d'hydrogène (augmentation de la richesse  $\varphi$ ) entraîne une faible diminution de l'impulsion spécifique. Par contre, d'après la figure 14, on note une très nette diminution de la température lorsqu'on augmente  $\varphi$ , [15].

L'emploi d'un système de refroidissement par tubes et la réalisation d'un film froid près de la paroi doit permettre des fonctionnements du foyer dépassant 200 atm.

## II,6 - Système d'alimentation

Dans la plupart des applications les systèmes d'alimentation des propulseurs utilisant le couple  $H_2 - O_2$  sont à turbo-pompes, cela tient en partie au volume élevé des réservoirs lorsque l'hydrogène est utilisé et à ce qu'il n'est pas question de les pressuriser à des pressions élevées. L'emploi de fluides cryogéniques et de l'hydrogène en particulier a fait apparaître un certain nombre de problèmes, nous en considérerons trois : [16]

- cavitation des pompes,
- fonctionnement des pompes à haute pression,
- turbines de haute énergie.

### a - Cavitation

La cavitation correspond à la formation au sein de l'écoulement des cavités de vapeur qui diminuent la performance de la pompe et des circuits hydrauliques. C'est un procédé de vaporisation où interviennent des transports de masse et d'énergie. Ce phénomène intervient tout particulièrement dans les pompes à hydrogène. Soit un écoulement libre à la vitesse  $v_0$ , la pression statique étant  $p_0$ , si  $p_v$  est la tension de vapeur du fluide, le paramètre de cavitation est donné par :

$$K = (p_0 - p_v) / (\rho v_0^2 / 2)$$

Dans la technologie des pompes on introduit une hauteur (head)

$$H = \frac{p}{\rho g}$$

de sorte que :

$$K = (H_0 - H_v) / (v_0^2 / 2g)$$

$g$  = accélération de la pesanteur.

Les performances d'une pompe avec cavitation sont en général présentées en terme de pression d'aspiration (NPSH = Net Positive Section Head, et du rapport  $\psi/\psi_{NC}$ ,  $\psi$  étant le coefficient de hauteur (Head coefficient)  $\psi = \Delta p / \rho v_e^2$ ,  $v_e$  étant la vitesse d'entraînement à la sortie de la pale,  $\psi_{NC}$  correspondant à la valeur de  $\psi$  en l'absence de cavitation. La figure 26 donne les variations de  $\psi/\psi_{NC}$  en fonction de NPSH pour différentes vitesses de rotation, le fluide étant l'hydrogène. L'effet de la cavitation diminue lorsque le paramètre NPSH augmente. Le fonctionnement d'une pompe avec cavitation demeure un problème complexe et est encore assez mal connu, [17].

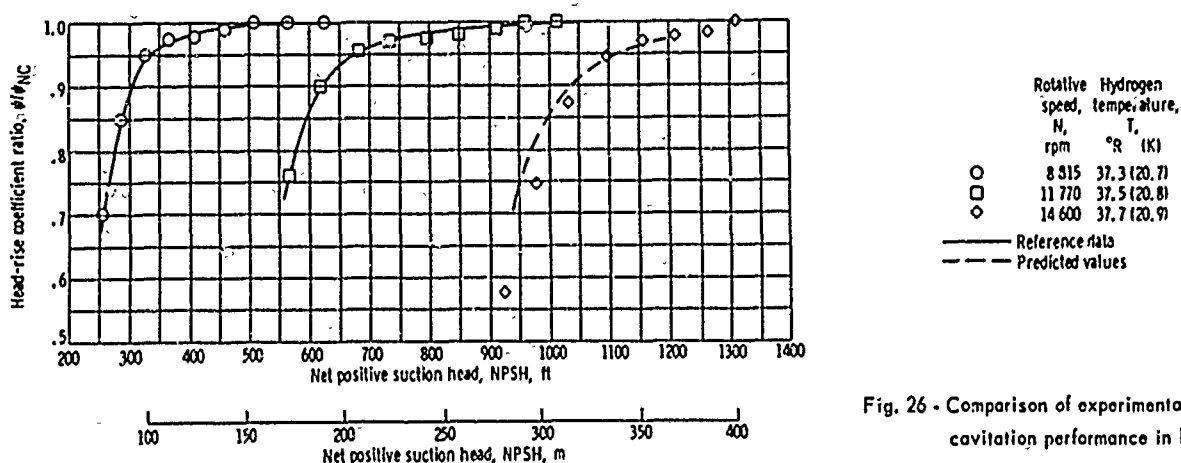


Fig. 26 - Comparison of experimental and predicted cavitation performance in liquid hydrogen

### b - Fonctionnement des pompes à haute pression [18]

A faible débit on sait qu'une pompe fonctionne mal, des fluctuations de la pression apparaissent dues à des décollements le long des pales. Ces fluctuations peuvent agir sur les phénomènes de cavitation. Les hautes pressions nécessaires correspondent à des débits faibles donc à la possibilité de décollement et formation le long des pales de remous provoquant des variations périodiques de la pression. L'étude de ce décollement est complexe et nécessite une géométrie particulière des pales comme l'indique la figure 27 relative à un rotor de pompe pour l'hydrogène de manière à éviter dans le rotor des gradients trop importants.



Fig. 27 - Large flow hydrogen pump rotor

### c - Turbines à haute énergie

Les pompes à hydrogène nécessitent une puissance élevée pour amener le liquide à un niveau de pression suffisant. Cette puissance demandée est due à la faible densité de l'hydrogène. Cette puissance peut être obtenue si on utilise comme fluide pour entraîner la turbine l'hydrogène qui a une chaleur spécifique élevée par rapport à des gaz de combustion courants. On améliore le rendement de la turbine en utilisant des turbines à étages multiples (voir fig. 28). L'emploi de telles turbines complique les problèmes technologiques.

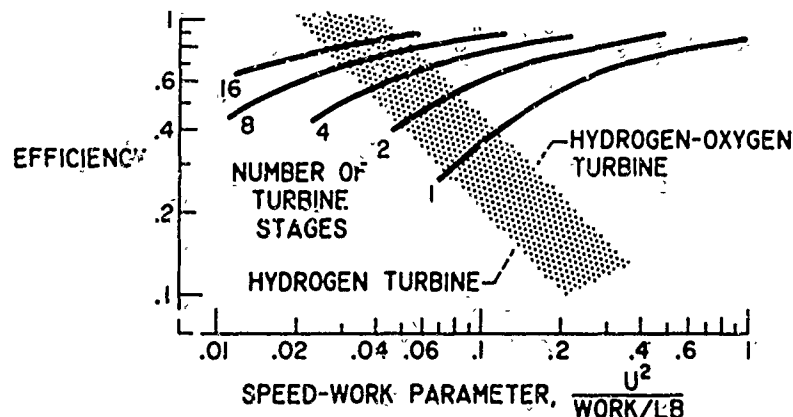


Fig. 28 - Turbine-efficiency for high-energy propellants

### 11,7 - Système de propulsion à haute pression

L'organisation du système d'alimentation à turbo pompe peut se faire de diverses manières. Dans le cas du propergol  $H_2 - O_2$ , le gaz actionnant la turbine peut être alimenté en hydrogène gazeux seul, en hydrogène et oxygène avec combustion dans le générateur à un rapport de mélange tel que la température soit suffisamment basse pour la bonne tenue des aubes de turbine ou bien avec combustion de  $H_2$  avec  $O_2$ , les gaz étant refroidis par un diluant ( $H_2O$  par exemple), ce qui nécessite un réservoir supplémentaire.

Les gaz issus du générateur après passage dans la turbine sont ensuite éjectés et contribuent à la poussée. Une solution plus intéressante (fig. 29) consiste à injecter les gaz dans le foyer de manière à être utilisés plus efficacement pour la propulsion, c'est ce qu'on appelle le Topping Cycle. Les performances de ces systèmes sont données sur la figure 30 où sont portées les variations de l'impulsion

spécifique en fonction de la pression dans le foyer. Le système à générateur de gaz avec évacuation directe à l'extérieur conduit à une pression optimale correspondant à un maximum de performance. Le système à Topping Cycle par contre augmente avec la pression et suit assez bien la courbe théorique. Cette solution est donc intéressante et doit être utilisée pour la mise au point de propulseur à très haute pression, ce qui permet (fig. 31) de réaliser des propulseurs plus compacts.

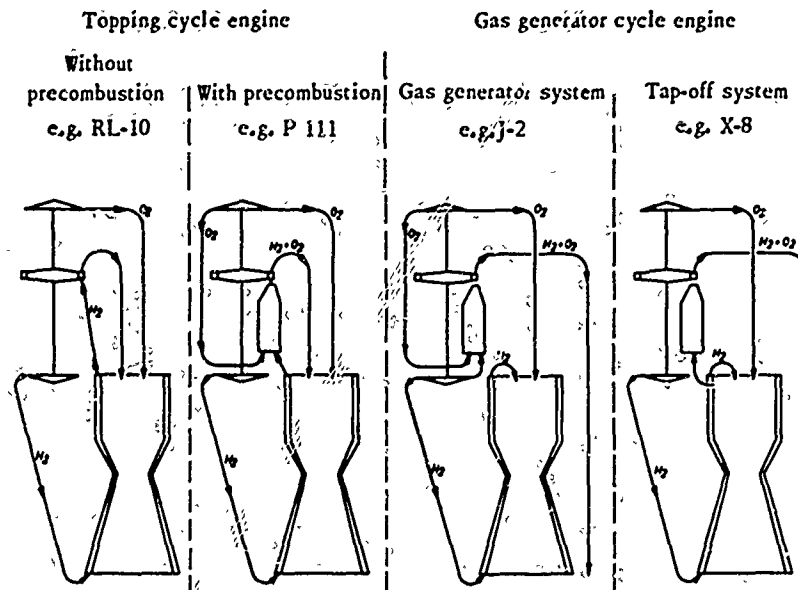


Fig. 29 - Topping and bleed cycles

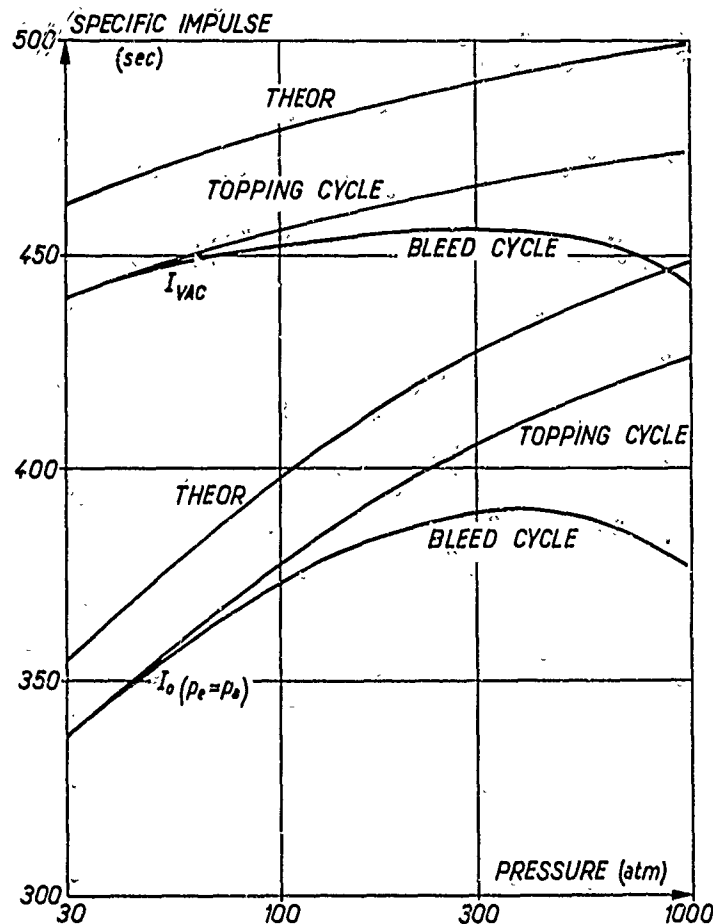


Fig. 30 - Specific impulse of topping cycle  $H_2-O_2$   $r = 5.56$  [18]

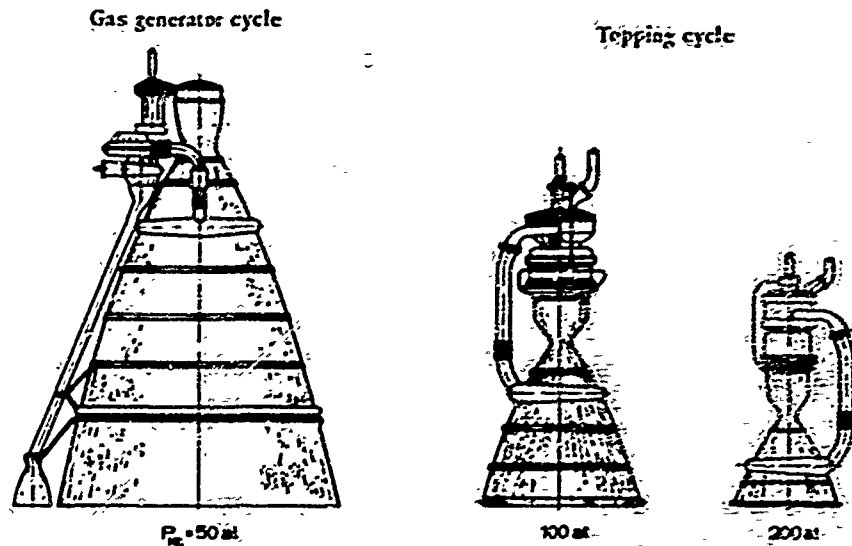


Fig. 31 - Rocket motor configuration et high chamber pressure [15]

### 11.8 - Problèmes posés par le groupe réservoirs

L'emploi de liquides cryogéniques a fait apparaître de nouveaux problèmes dans la mise au point des systèmes de propulsion ajoutés à des problèmes inhérents à tout liquide comme le balottement sous l'effet du mouvement du véhicule. Ces problèmes sont relatifs à la protection thermique, à l'effet d'impesanteur, à la pressurisation des réservoirs, au mouvement des liquides pendant le vol.

#### a - Protection thermique [19].

Pour diminuer l'évaporation des ergols cryogéniques il est nécessaire de diminuer au maximum l'apport de chaleur venant de l'extérieur. Comme l'indique la figure 32, les sources externes peuvent être le soleil ou la planète, le transfert se faisant par rayonnement et les sources internes sont le système de propulsion (foyer et système d'alimentation), la transmission se faisant par rayonnement ou par conduction. Le rayonnement solaire étant la source externe la plus importante, il importe d'orienter le véhicule de manière à réduire l'énergie transférée, par exemple la charge utile peut être constamment orientée vers le soleil de manière à former écran. On peut également placer comme écran le réservoir d'oxygène entre la charge utile et le réservoir d'hydrogène. Il est également important d'utiliser une protection thermique du réservoir de manière à ce qu'à la surface l'émission et l'absorption s'équilibrent. Des techniques très légères ont été développées, le paramètre caractéristique du matériau étant défini par le produit de la conductibilité thermique et de la densité. La solution la plus efficace consiste à utiliser des couches multiples isolées thermiquement et réfléchissantes (aluminium + couche isolante). Cette solution est meilleure que la protection par mousse plastique. Le transfert de chaleur par la paroi induit un mouvement du liquide dans le réservoir avec une stratification du liquide et possibilité de formation de bulles de vapeur qui s'écoulent vers la surface libre. Cet effet est réduit par une injection d'hélium à la base du réservoir ou par un brassage du liquide.

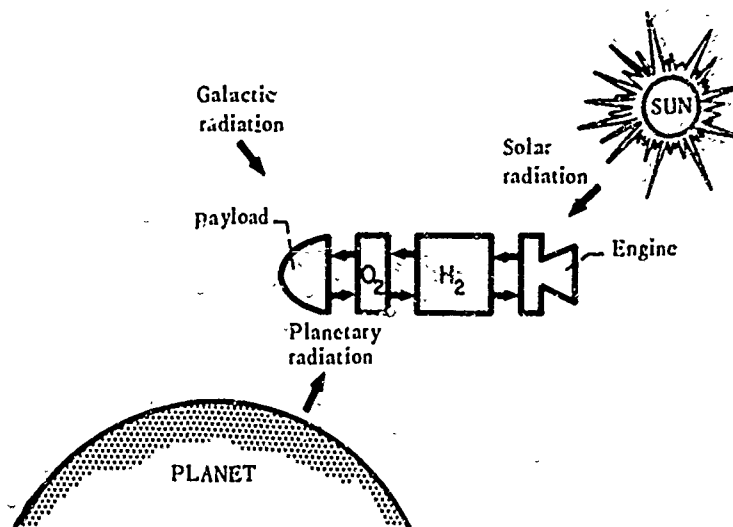


Fig. 32 - Heat external source

### b - Effet d'interface

Cet effet intervient lorsque les forces capillaires  $F_c = \sigma L$  sont supérieures aux forces d'inertie  $F_i = \rho V \gamma$ ,  $\sigma$  étant la tension superficielle liquide gaz,  $V$  le volume du liquide et  $\gamma$  l'accélération. Dans ce cas la géométrie de la surface libre est donnée par l'angle  $\theta$  définissant la surface de contact entre liquide et solide,  $\theta < \pi/2$  liquide mouillant,  $\theta > \pi/2$  liquide non mouillant.

### c - Pressurisation des réservoirs

Quel que soit le système d'alimentation à pression génératrice ou à turbopompe, il est nécessaire de pressuriser les réservoirs et ce dispositif peut constituer une part importante du poids de l'ensemble, particulièrement avec les liquides cryogéniques car l'hydrogène a une faible densité (volume du réservoir important); de plus la température basse du liquide diminue la température du gaz injecté, ce qui nécessite une masse plus importante de gaz. Le calcul du système de pressurisation est un problème difficile et n'a pas reçu de solution satisfaisante car il est peu commode d'évaluer la quantité de chaleur échangée entre le gaz de pressurisation et le liquide, le gaz et la paroi du réservoir, le liquide et la paroi du réservoir. Le transfert de masse entre gaz et surface du liquide par suite de l'évaporation du liquide est également difficile à évaluer avec précision. Par suite de ces échanges (masse et énergie), on note une stratification de la température dans le liquide.

Différents systèmes de pressurisation ont été mis au point qui doivent avoir les qualités suivantes :

- faible masse
- haute stabilité
- mise en œuvre rapide
- gaz compatible avec le propergol.

### d - Ballotement

Le liquide contenu dans les réservoirs peut osciller sous l'effet du mouvement de l'engin. Ce mouvement entraîne des forces et des moments par suite du déplacement du centre de gravité. Ces forces latérales peuvent être critiques pour la stabilité du véhicule. Le mouvement du liquide intensifie les échanges à la surface du liquide et dans certains cas un mélange gaz-liquide peut être injecté dans le foyer, modifiant les performances du système. Il est donc nécessaire d'éliminer le mouvement par l'emploi d'écrans qui amortissent les fluctuations ou en augmentant la viscosité du liquide (gélification) (fig. 33). La gélification est cependant difficile dans le cas de liquide cryogénique.

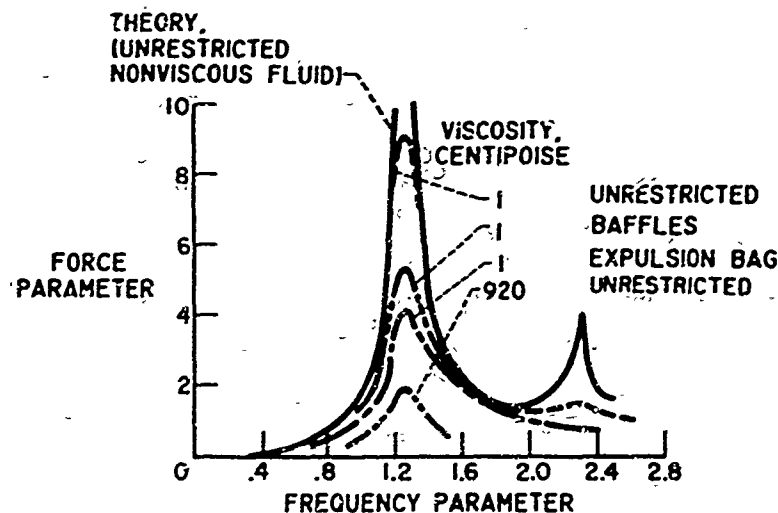


Fig. 33 - Effects of control devices on cish forces [16]

### 11.9 -- Instabilité de combustion -- Effet Pogo [20]

Les systèmes utilisant les propergols hydrogène oxygène sont le siège d'instabilités de combustion et comme dans les autres systèmes on rencontre les instabilités de basse fréquence liées au temps de combustion du propergol et les instabilités acoustiques dont la fréquence est définie par la géométrie du foyer.

Les instabilités de basse fréquence peuvent dans le cas de gros propulseurs être couplées avec les instabilités du type acoustique.

Le choix des paramètres de fonctionnement du propulseur peuvent stabiliser le système, les paramètres importants étant la température d'injection de l'hydrogène, le rapport de mélange, le rapport des sections de l'injecteur d'hydrogène et d'oxygène, la pression de fonctionnement du foyer. La figure 34 définit les domaines de stabilité dans le plan température d'injection de l'hydrogène, rapport de mélange, le domaine stable se situe vers les hautes températures d'injection de l'hydrogène. La forme de l'injection peut également changer le domaine de stabilité. Comme le montre la figure 35, le domaine de stabilité est fonction du rapport des surfaces d'injection de l'hydrogène et de l'oxygène, la meilleure situation correspondant à une surface identique pour le combustible et le comburant.

L'étude théorique de tels systèmes a été possible grâce à l'introduction dans l'équation de chambre du délai de combustion qui est ici lié à la formation des gouttes d'oxygène.

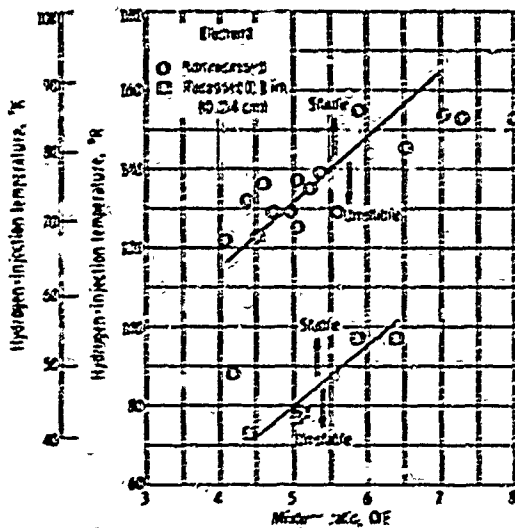


Fig. 34 - Combustion stability - Influence of the mixture ratio and the hydrogen injection temperature  $H_2-O_2$

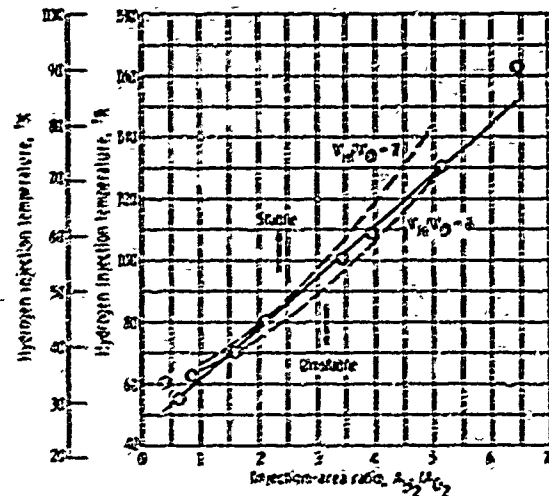


Fig. 35 - Combustion stability - Influence of the injection-area ratio  $H_2-O_2$  [10]

Les instabilités du type acoustique sont très souvent présentes dans le foyer. Elles peuvent être amorties par des écrans placés près du plan d'injection. Le mode le plus important étant le mode tangentiel, il est nécessaire d'empêcher la rotation de la masse gazeuse. Les écrans sont donc radiaux comme représentés sur la figure 36 et sont refroidis par une injection d'hydrogène. La figure 37 indique quelques conceptions d'écrans refroidis. La figure 38 donne un ordre de grandeur des débits de refroidissement. Avec ce type d'instabilité, le choix de la suppression d'injection du comburant et du combustible a de l'importance.

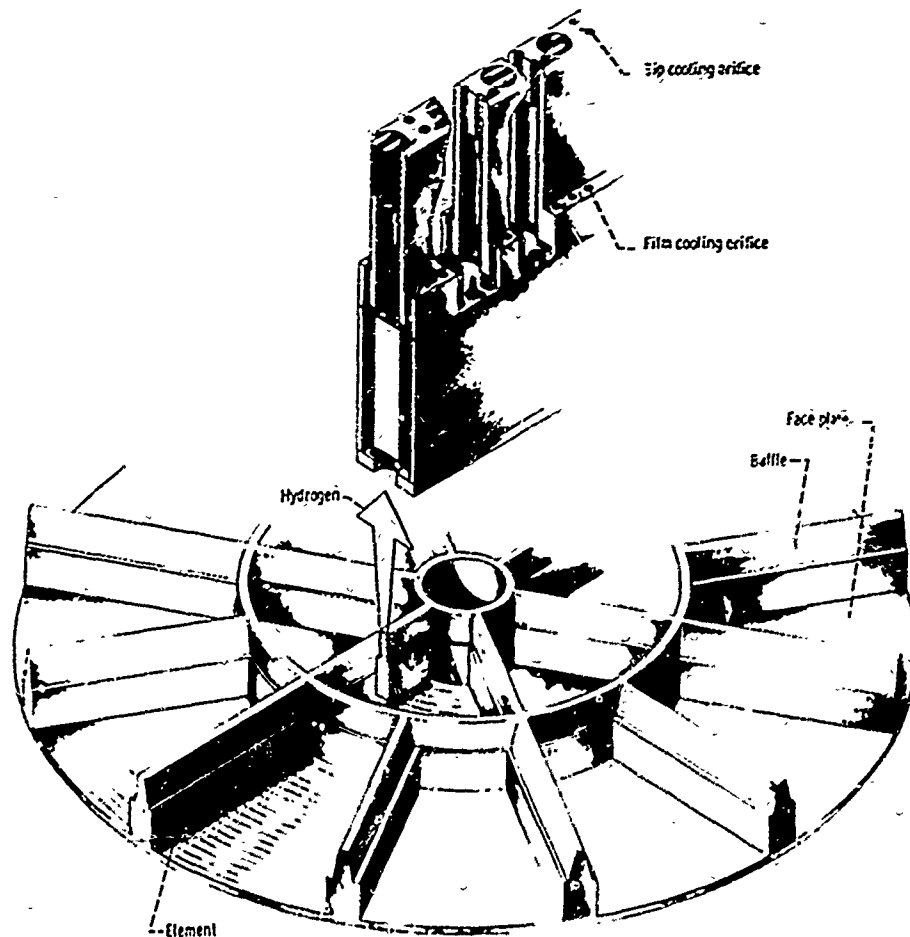


Fig. 36 - M-1 engine baffle [10]



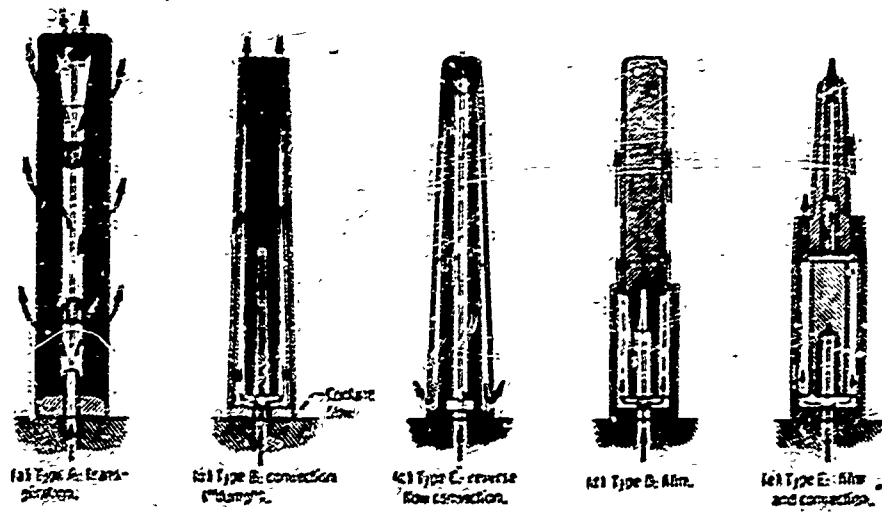


Fig. 37 - Baffle cooling concepts [19]

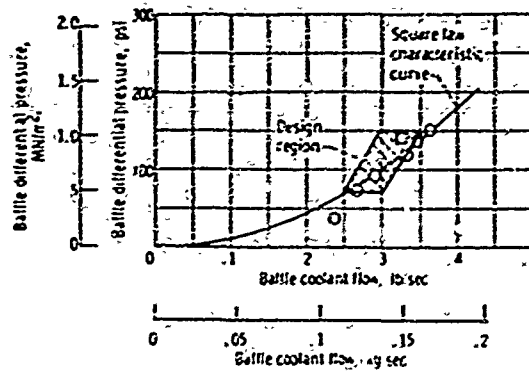


Fig. 38 - Baffle coolant flow [10]

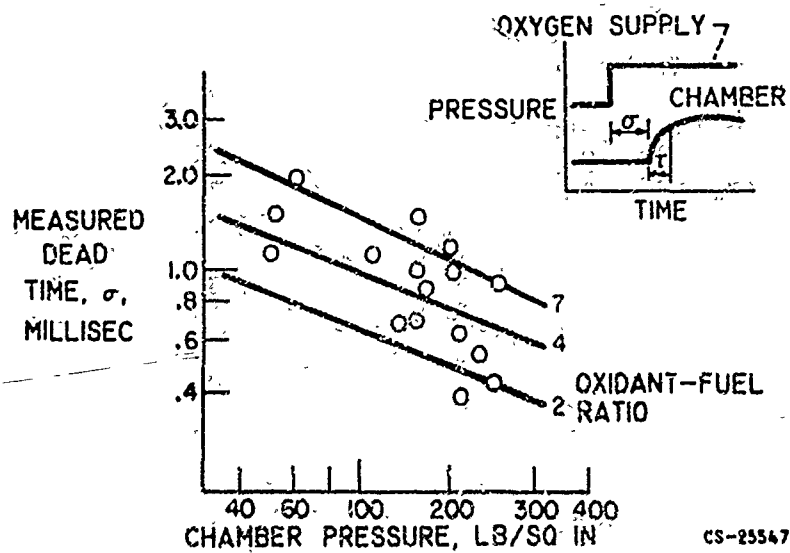


Fig. 39 - Measured ignition delay [16]

Les instabilités de combustion présentes dans le foyer peuvent être couplées avec la structure. En effet les fluctuations de pression dans le foyer provoquent des fluctuations de puissance qui induisent des déplacements de la chambre de combustion, des réservoirs d'alimentation et des réservoirs; ces déplacements provoquent des accélérations du fluide et des modifications du débit et de la pression dans les conduites et dans le système d'injection. On réalise donc une boucle qui peut entrer en résonance. Les fréquences observées dans les systèmes à turbopompe sont généralement brèves (quelques cycles ou quelques dizaines de cycles par secondes) et correspondent à la fréquence de la structure et des cavitations des ergols. Pour empêcher l'effet Pogo, il est donc nécessaire de modifier la fréquence propre des cavitations de manière à se trouver en dehors des fréquences propres des structures. La méthode la plus courante consiste à changer la compressibilité du liquide soit en mélangant des poches de gaz, soit en injectant un gaz. L'effet Pogo, c'est-à-dire le couplage entre propulsion et structure se rencontre dans bon nombre de réalisations. Dans le Saturn V par exemple, l'effet a été éliminé par injection d'un faible débit d'hélium dans les conduites d'oxygène.

Pour l'étude des régimes transitoires, il est utile de connaître les temps de réponse des différents organes qui constituent le propulseur. Cette étude dynamique du système peut se faire en introduisant à un instant donné, un échelon de débit portant sur un propellant, oxygène par exemple. D'après l'écoulement de la pression dans le foyer, il est possible de mesurer les temps caractéristiques relatifs à la combustion et d'étudier ces temps par rapport à des paramètres de fonctionnement comme la pression de chambre (fig. 39). Ces temps caractéristiques interviennent également dans l'étude de la stabilité du système (fig. 40). Il est possible également d'évaluer les temps de réponse des turbopompes, du système de refroidissement, de la tête d'injection et comme nous venons de le voir, des phénomènes de combustion. L'étude dynamique de ce système est une phase importante intervenant dans la mise au point du propulseur.

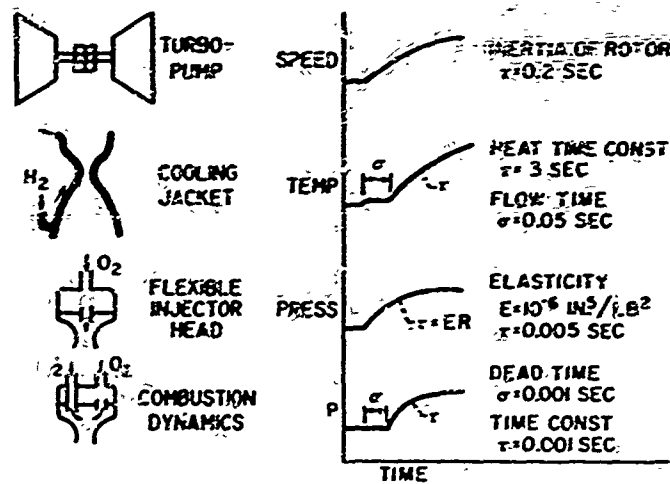


Fig. 40 - Characteristic times

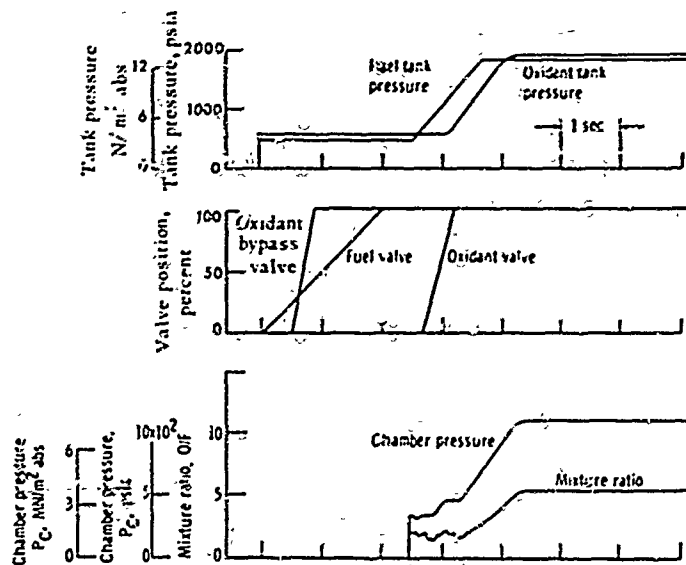


Fig. 41 - Ignition sequence (10)

## II,10 -- Allumage

Le couple hydrogène - oxygène n'est pas hypergolique et le démarrage de la combustion ne peut avoir lieu sans apport extérieur d'énergie.

Trois techniques sont utilisées :

- L'apport extérieur d'énergie (généralement moyens pyrotechniques ou brûleurs auxiliaires).
- L'utilisation d'un ergol hypergolique associé à l'un des éléments du couple, c'est-à-dire soit à l'hydrogène, soit à l'oxygène. Cette technique est représentée sur la figure 42. Dans le plan d'injection est ménagé un injecteur de fluor hypergolique avec l'hydrogène, la combustion démarrant avec des délais de l'ordre de la milliseconde, la combustion est initiée au niveau des injecteurs élémentaires. La figure 42 indique la distribution des injecteurs fluor dans le plan d'injection. On peut également utiliser du triéthylaluminium hypergolique avec l'oxygène.
- L'emploi d'additifs qui rendent le système hypergolique. L'ozone-bifluorure ( $\text{F}_2\text{O}_3$ ) dilué dans l'oxygène à des concentrations de quelques pour mille, rend le système  $\text{O}_2 - \text{H}_2$  hypergolique.

L'allumage et la montée en pression reste une partie délicate et dangereuse du fonctionnement du propulseur c'est pourquoi cette séquence doit être réglée avec beaucoup de soin en ce qui concerne le réglage du débit de comburant et du débit de combustible par une ouverture progressive des vannes.

Une séquence d'allumage est représentée sur la figure 41.

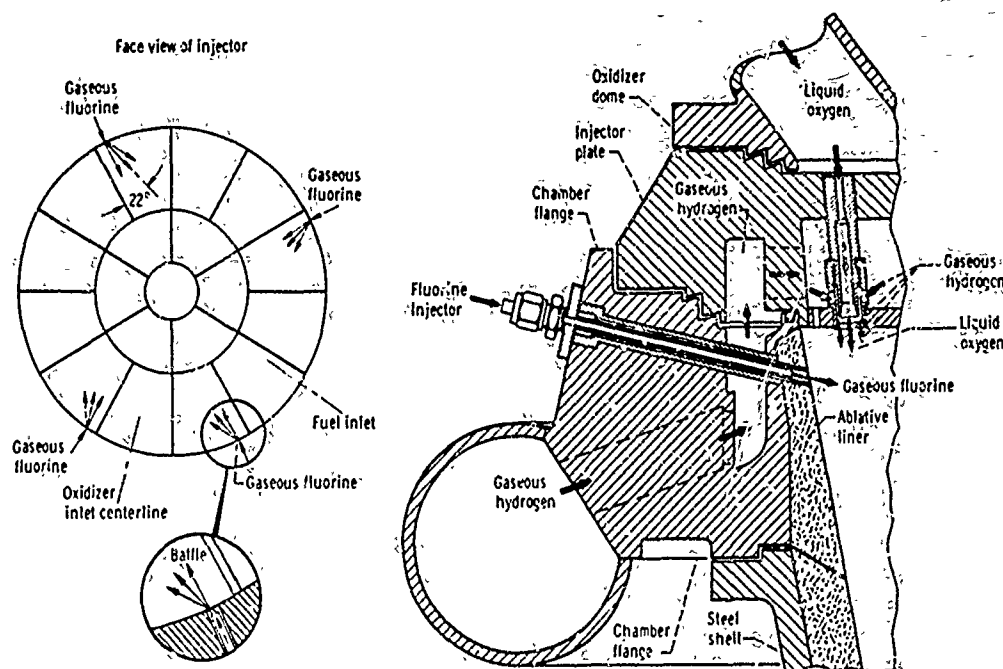


Fig. 42 Ignition system -  $\text{H}_2\text{-O}_2$  [10]

## III -- PROPULSION NUCLÉO-THERMIQUE

Sans être arrivé à un stade opérationnel, la propulsion nucléo-thermique a fait ces dernières années d'énormes progrès depuis les essais des réacteurs Kiwi de mai 1964 jusqu'au réacteur Phœbus 2A dont le volume est deux fois et demi celui du Kiwi. Ce réacteur de 5 000 MW est destiné à équiper l'engin Nerva de 200 000 lb de poussée ; il a été essayé en juillet 1968 à une puissance de 4 200 MW durant 90 minutes. Ce propulseur correspond à l'engin Nerva II fonctionnant comme deuxième étage de Saturne V, une autre version de l'engin Nerva aurait une poussée de 75 000 lb et serait placée comme 3<sup>ème</sup> étage de Saturne V, le système à forte poussée étant cependant préférable. Avec ce système de propulsion nucléo-thermique, il sera possible de doubler la charge utile actuelle. Ces versions ne seraient opérationnelles qu'aux environs de 1977, [21] [25].

### III,1 -- Principe de fonctionnement [22]

Le schéma d'un propulseur nucléo-thermique est représenté sur la figure 43. Le propulsif, généralement de l'hydrogène gazeux, est chauffé par une réaction nucléo-thermique dans un réacteur constitué par le matériau fissible, généralement de l'uranium enrichi ayant comme support du graphite. Ce combustible est placé autour de tubes à travers lesquels circule l'hydrogène. Cet échangeur élève la température de l'hydrogène qui est ensuite détendu dans une tuyère. La distribution de la température dans le réacteur correspond à la distribution du flux de neutrons pour rendre cette distribution plus uniforme, un réflecteur entoure le réacteur, généralement constitué par des plaques de Béryllium. La réaction de fission est contrôlée par des tambours cylindriques placés dans le réflecteur.

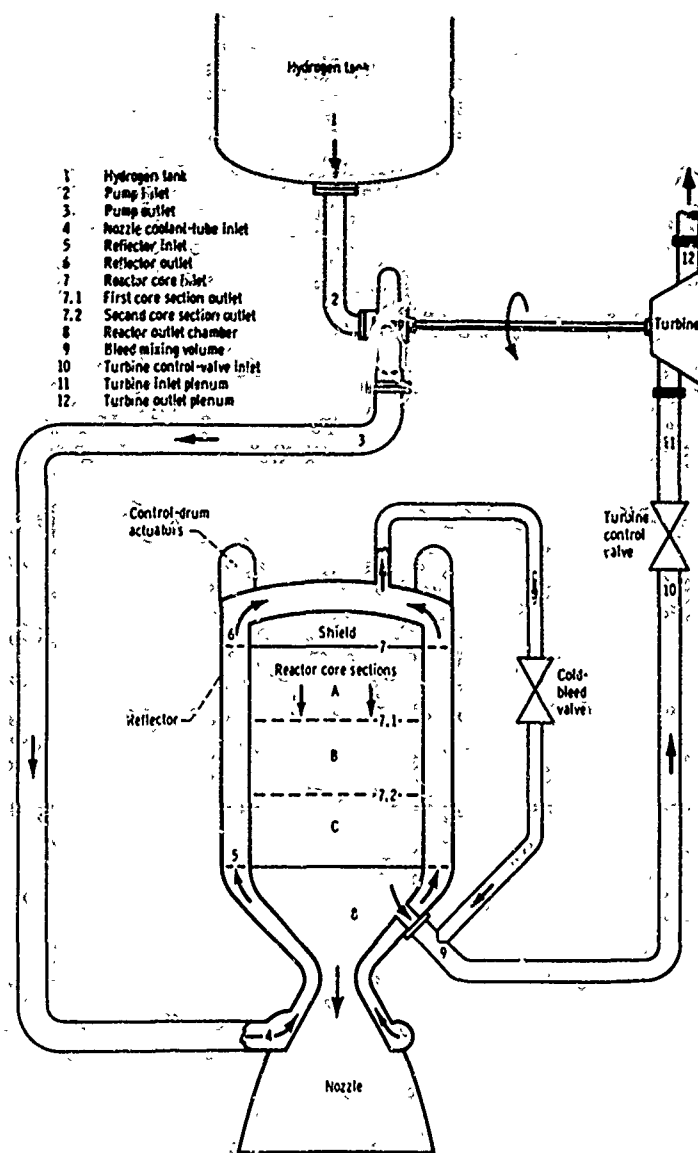


Fig. 43 - Schematic drawing of nuclear rocket engine

La réaction de fission est initiée par des neutrons et, libérant des neutrons, la réaction peut se poursuivre. Le nombre de neutrons  $\nu$  libérés par neutron thermique absorbé est de 2,41 pour l' $U^{233}$ , 2,51 pour l' $U^{235}$  et 2,91 pour le  $Pu^{239}$ . L'énergie libérée par noyau est de l'ordre de 200 MeV dont 80 % apparaissent sous forme d'énergie cinétique, 1 lb d'uranium correspondant à un cube de 2,8 cm de côté libère  $9 \cdot 10^{12}$  cal et 1 gramme de matière par jour correspond à une puissance de 1 MW. On dispose donc d'une source d'énergie supérieure à celle mise en jeu pour une réaction chimique, mais il convient de modifier cette source pour ne pas détruire l'échangeur. L'hydrogène comme dans un système chimique sert au refroidissement de la tuyère, une partie étant dirigée vers la turbine, une autre vers le réacteur. Les problèmes de réservoirs, de système d'alimentation et de système de refroidissement sont donc analogues à ceux que nous avons exposés au chapitre précédent, c'est pourquoi nous n'exposerons ici que quelques problèmes particuliers. Nous en examinerons quatre : le problème de l'échangeur, le fonctionnement du réacteur en régime permanent, le problème des matériaux, le démarrage et le régime transitoire du réacteur.

### III,2 - Échangeur thermique

L'échangeur est destiné à porter la température de l'hydrogène de la température  $T_i$  à l'entrée de l'échangeur à la température  $T_o$  à la sortie. On admet que le combustible et la structure définissant la surface d'échange sont à la température  $T_m$ . D'un point de vue technologique il faut tout d'abord que l'échangeur soit compact, il faut donc concevoir un système de grande surface d'échange dans un faible volume. Ce critère est important mais la solution choisie doit être techniquement réalisable car la puissance par unité de volume est également très importante, de l'ordre de 3 500 MW par  $m^3$ , la température  $T_m$  est souvent voisine de la température de fusion de certains matériaux constituant le combustible et l'échangeur. Une optimisation de l'échangeur conduit à des passages de fluide de faible épaisseur (quelques millimètres), il faut donc assembler avec précision les divers éléments pour éviter toute surchauffe locale, il faut tenir compte également des déformations du matériau si elle causées par la température et le bombardement neutronique. Dans de nombreux cas l'échangeur est constitué de canaux cylindriques à section carrée ou hexagonale. La géométrie de la section est importante.

L'échange se fait par convection en régime turbulent. Pour un tube de longueur  $L$  et de diamètre hydraulique  $D$ , le coefficient de transfert par convection est donné par la relation :

$$\frac{hD}{\lambda} = 0,025 R_e^{0,8} P_r^{0,4} \left(\frac{T_w}{T_b}\right)^{-0,5} \left[1 + 0,3 \left(\frac{L}{D}\right)^{-0,7}\right]$$

$\lambda$ ,  $R_e$ ,  $P_r$ ,  $T_b$  étant évalués au sein de l'écoulement,  $T_w$  à la paroi. S'il n'y a pas de perte la conservation de l'énergie conduit à la relation :

$$h A_s (\bar{T}_m - \frac{T_o + T_i}{2}) = \dot{m} (h_o - h_i) = 0$$

$A_s$  étant la surface d'échange,  $\dot{m}$  le débit de propulsif et  $h_o$  et  $h_i$  les enthalpies du propulsif à l'entrée et à la sortie. Il est également important de calculer la chute de pression dans le canal de l'échangeur. Nous avons vu que le diamètre des tubes étaient de l'ordre de 2 à 3 mm, l'alimentation de tels tubes est compliquée par suite des instabilités qui peuvent rendre naissance dans le tube, une variation de débit pouvant entraîner des points chauds et une fusion du tube. Ces instabilités dépendent du rapport  $\frac{T_o - T_i}{T_i}$ . En écoulement laminaire des instabilités apparaissent pour  $\varphi > 3,6$ , en écoulement turbulent le débit est stable.

Par suite de la variation de la viscosité avec la température pour une même surpression  $p_i - p_o$  on peut avoir deux régimes possibles.

### III,3 - Fonctionnement du réacteur en régime permanent

Le fonctionnement du réacteur en régime permanent est défini par la répartition du flux de neutrons  $\varphi$  dans le cœur du réacteur. Si  $n$  est la densité de neutrons,  $v$  leur vitesse, le flux  $\varphi = nv$ ; le taux de production  $r = \Sigma \varphi$  où  $\Sigma$  est la probabilité de collision et suivant le processus nous définissons :

- $\Sigma_s$  diffusion (scattering)
- $\Sigma_a$  absorption
- $\Sigma_f$  fission
- $\Sigma_c$  capture

et la section efficace de collision  $\sigma = \frac{\Sigma}{N}$

où  $N$  est la densité d'atomes ou de noyaux,  $\sigma$  s'exprime en barn =  $10^{-24}$  cm<sup>2</sup>.

On peut définir un coefficient de multiplication :

$$K_{eff} = \frac{\nu \Sigma_f \varphi}{\Sigma_a \varphi} = \nu \frac{\Sigma_f}{\Sigma_a}$$

dans un processus simple où  $\nu \Sigma_f \varphi$  représente le nombre de neutrons produits et  $\Sigma_a \varphi$  le nombre de neutrons absorbés pour un réacteur de dimensions infinies :

$$K_{\infty} = K_{eff} = \frac{\nu \Sigma_f}{\Sigma_a}$$

La détermination de la répartition du flux se fait à l'aide d'une équation donnant le bilan des neutrons puisque la vitesse est constante. Cette équation se met sous la forme :

$$\frac{\partial n}{\partial t} = \frac{1}{v} \frac{\partial \varphi}{\partial t} = \text{Production} - \text{fuites} - \text{absorption}.$$

Grâce à la théorie de Fermi cette équation en tenant compte de la diffusion se met sous la forme :

$$\frac{1}{v} \frac{\partial \varphi}{\partial t} = D \nabla^2 \varphi - \Sigma_a \varphi + \Sigma_a \varphi K_{\infty} e^{-B^2 \tau},$$

où intervient le coefficient de diffusion  $D$ , le temps de Fermi  $\tau$  (Fermi Age) c'est le pseudo temps  $\alpha L^2$  et le Laplacien (Buckling) provenant de la résolution de l'équation de diffusion des neutrons qui échappent à la capture. En régime permanent  $\frac{\partial \varphi}{\partial t} = 0$  en posant  $L^2 = D/\Sigma_a$ , l'équation précédente devient :

$$\nabla^2 \varphi + \frac{1}{L^2} [K_{\infty} e^{-B^2 \tau} - 1] \varphi = 0.$$

Les neutrons échappant à la capture répondent à l'équation :

$$\nabla^2 \psi + B^2 \psi = 0.$$

La valeur critique de  $B$  correspond à :

$$B^2 L^2 = K_{\infty} e^{-B^2 \tau} - 1,$$

et dépend de la géométrie du réacteur ; pour une sphère par exemple, la valeur de  $B = \pi/R$  ( $R$  étant le rayon de la sphère) et le flux est donné par la relation :

$$\frac{\varphi}{\varphi_0} = \frac{\sin Br}{Br}$$

au point courant  $r$  de la sphère.

Pour un cylindre de hauteur  $H$  et de rayon  $R$  :

$$B^2 = \left(\frac{\pi}{H}\right)^2 + \left(\frac{2.405}{R}\right)^2$$

$$\frac{\varphi}{\varphi_0} = \sin \pi \frac{X}{H} \cdot J_0 \left( 2.405 \frac{r}{R} \right)$$

où intervient la fonction de Bessel  $J_0$ .

Le facteur de multiplication effective étant :

$$K_{eff} = \frac{K_{\infty} e^{-B^2 \tau}}{1 + L^2 B^2}$$

lorsque :  $B^2 \tau \ll 1$

$$K_{eff} = \frac{K_{\infty}}{1 + B^2 (L^2 + \tau)} = \frac{K_{\infty}}{1 + B^2 M^2}$$

$M^2$  = surface de migration.

Pour les modérateurs ajoutés au combustible on obtient :

	$I'$ (cm)	$\tau$ (cm <sup>2</sup> )	$M$ (cm)
H <sub>2</sub> O	2,88	33	6,43
D <sub>2</sub> O	100	120	101
Be	23,6	98	25,8
C	50,2	350	53,6

L'action du réflecteur peut être traitée de la même manière en considérant une équation donnant le bilan de neutrons dans le réflecteur du type :

$$D_r \nabla^2 \varphi_r - \Sigma_{ar} \varphi_r = 0.$$

A la surface de séparation du cœur et du réflecteur, il faut écrire l'égalité des flux :

$$\varphi_r = \varphi_c \quad \text{à} \quad r = R$$

et des gradients :

$$[D_r \nabla \varphi_r = D_c \nabla \varphi_c]_{r=R}.$$

Le régime de fonctionnement du cœur correspond à une position des barreaux ou des tambours de contrôle, pour chaque position, des équations similaires donnent la répartition du flux.

En instationnaire l'équation de répartition du flux devient :

$$\frac{1}{v} \frac{\partial \varphi}{\partial t} = D \nabla^2 \varphi - \Sigma_a \varphi - \Sigma_a \varphi K_{\infty} e^{-B^2 \tau}$$

les solutions étant de la forme :  $\varphi = \Phi(r) \Theta(t)$

$$\frac{1}{v \Sigma_a} \cdot \frac{1}{\Theta} \frac{d\Theta}{dt} = L^2 \frac{\nabla^2 \Phi}{\Phi} - 1 - K_{\infty} e^{-B^2 r} = -(B^2 L^2 + 1) - K_{\infty} e^{-B^2 r}.$$

Nous introduisons un temps moyen d'absorption  $L_a = \frac{1}{v \Sigma_a}$  ou un temps de diffusion dans un réacteur infini et  $l = \frac{L_a}{1 + L_a^2 B^2}$  un temps de diffusion dans un réacteur fini de sorte que :

$$\Delta K = K_{eff} - 1 = \frac{1}{\Theta} \frac{d\Theta}{dt}$$

$\Delta K$  représentant l'excès de réactivité de sorte que :

$$\Theta = \Theta_0 e^{t/T}$$

où intervient la période :

$$T = \frac{l}{\Delta K} = \frac{1}{\Sigma_a v} \cdot \frac{1}{(1 + L^2 B^2)} \cdot \frac{1}{\frac{K_{\infty} e^{-B^2 r}}{1 + L^2 B^2} - 1}.$$

### III,4 - Matériaux

Les qualités requises de tenue à haute température et de compatibilité avec le propulsif, le tout sous irradiation intense restreignent le choix des matériaux.

- Les matériaux constituant les éléments combustibles doivent supporter les charges thermiques importantes et  $\sigma_f$  doit être le plus élevé possible.
- Les matériaux du modérateur et du réflecteur doivent correspondre à une faible absorption :

$$\begin{array}{ll} \sigma_a & \text{petit} \quad (\sigma_a = \sigma_f + \sigma_c) \\ \sigma_f & \text{petit} \\ \sigma_s & \text{élevé,} \end{array}$$

ce sont en général des matériaux de faible densité.

- Les matériaux de contrôle doivent avoir une valeur de  $\sigma_a$  élevée.

Dans les éléments constituant le combustible et contenant la substance fissile, le graphite et le tungstène sont utilisés.

- Pour le modérateur et le réflecteur, le Béryllium et l'Oxyde de Béryllium sont intéressants.
- Pour les éléments de contrôle les composés du Bore peuvent être employés.

### III,5 - Régime transitoire [23]-[24]

Le fonctionnement du réacteur en régime transitoire correspondant au démarrage du réacteur, au changement de régime ou à l'arrêt du propulseur, pose des problèmes complexes faisant intervenir sur le plan théorique un certain nombre d'équations relatives :

- au transfert de chaleur dans l'échangeur en régime transitoire,
- à la répartition du flux de neutrons (densité  $n$ ) et des neutrons retardés (densité  $C_l$ ) (6 groupes), les équations étant de la forme :

$$\begin{aligned} \frac{dn}{dt} &= \frac{\Delta K}{l} n - \frac{\beta}{l} n + \sum_{l=1}^6 \lambda_l C_l \\ \frac{dC_l}{dt} &= \frac{\beta_l}{l} n - \lambda_l C_l, \end{aligned}$$

définissant la cinétique du réacteur,

- à la réactivité du réacteur liée aux tambours de contrôle,
- au fonctionnement des pompes et des conduites d'alimentation en régime transitoire,
- au refroidissement de la tuyère,
- au fonctionnement de la chambre en instationnaire,
- au système d'alimentation de la turbine,
- à la dynamique du système turbine et pompe.

Tout cet ensemble complexe rassemble une centaine d'équations définissant le régime transitoire. La mise en route du propulseur est, par rapport au système chimique, longue et demande plusieurs secondes.

En conclusion, on peut dire que les performances d'un réacteur nucléaire dépendent fortement de la mise en œuvre de nouveaux matériaux et des progrès dans la fabrication des réacteurs et des pièces délicates qui le constituent. Il semble pour l'instant que les problèmes soient plus faciles à résoudre sur des réacteurs de forte puissance conduisant à des impulsions spécifiques dépassant 800 secondes. Nous n'avons pas parlé des problèmes de protection au sol et en vol contre le rayonnement, ce problème peut dans une certaine mesure limiter l'emploi de ces systèmes.

#### IV - CONCLUSION

Il ne nous a pas été possible dans ce court exposé de rentrer dans le détail des problèmes importants qui se posent dans la propulsion des véhicules hypersoniques.

Dans le cadre de la propulsion chimique il semble que les systèmes à hydrogène - Oxygène seront les plus utilisés au cours des prochaines années. Ces systèmes peuvent encore être améliorés en utilisant des propergols contenant des métaux ou des hydrures métalliques, ce sont les triergols. Ces systèmes doivent faire appel à des techniques de propulsion hybride. Les performances peuvent encore être améliorées en essayant d'élever la pression dans le foyer, la borne supérieure étant imposée par la tenue des matériaux.

A partir de 1980 et pour certaines missions la propulsion nucléothermique peut remplacer la propulsion chimique, mais dans ce domaine de nombreux problèmes restent encore à résoudre.





# RÉFÉRENCES

- [1] MARGUET R. - *Propulsion requirements for hypersonic missions*. - AGARD Lecture on "Aerodynamic Problems of Hypersonic Vehicles.
- [2] BARRÈRE M., JAUMOTTE A., FRAEYS-DE VEUBEKE B. and VANDENKERCKHOVE J. - *Rocket Propulsion*. - Elsevier 1960.
- [3] CORBEAU M.J. - *Semaine d'étude de la propulsion chimique*. - 4-6 mai 1964 - CNRS - SDSTA, 2 Avenue de la Porte-d'Issy Paris 15<sup>e</sup>.
- [4] BARRÈRE M. et CRAMPEL B. - *Perspective d'avenir dans le domaine des propergols*. - XVIII<sup>e</sup>ème Congrès International d'Astronautique, Belgrade - (1967).
- [5] ZIMMERMAN C.A. - *A review of the status of the large solid rocket motor program*. - XVII<sup>e</sup>ème Congrès International d'Astronautique, (octobre 1966).
- [6] WILLIAMS F.A., BARRÈRE M. and HUANG N.C. - *Fundamental Aspects of Solid Propellant Rocket*. AGARDOGRAPH 116, (décembre 1969).
- [7] PIPER J.E. and FRIEDLAENDER F.M. - *Space storable propulsion system comparison*. J. of Spacecraft and Rockets, vol. 6 n° 2 -- (feb 1969) pp. 117 - 122.
- [8] BARRÈRE M. et MOUTET A. - *Résultats récents obtenus sur les systèmes hybrides ou à lithergols*. XVII<sup>e</sup>ème Congrès International d'Astronautique - Madrid, (octobre 1966).
- [9] CRAMPEL B. - *Systèmes hybrides avancés*. - Symposium sur la Propulsion CECLES/ELDO, (octobre 1967), PARIS
- [10] DANKHOFF W.F. & all. - *M<sub>1</sub> injector development philosophy and implementation*. - NASA TN - D 4730, (Aug. 1968).
- [11] HERSCH M. and PRICE E.J. - *Gaseous - hydrogen liquid oxygen rocket combustion at supercritical chamber pressures*. - NASA TN D 4172, (sept 1967).
- [12] BONO P. and SIEGFRIED W. - *Recent trends in post-saturn propulsion expendable solid or reusable liquid systems*. - XVIII<sup>th</sup> International Astronautical Congress. Belgrade, (sept. 1967).
- [13] HOSACK G.A. and STROMSTA R.R. - *Performance of the aerobell extendible nozzle rocket engine*. - AIAA 7<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting - New York, (January 1969).
- [14] TURNEY G.E. and COX E. - *Cooldown characteristics of regenerative nozzle used in full-scale, cold flow nuclear rocket test facility*. - NASA TN D 3931, (May 1967).
- [15] COULBERT C.D. - *Selecting cooling techniques for liquid rocket for spacecraft*. - J. of Spacecraft and Rocket, vol. 1, n° 2, (March-April 1964).
- [16] OLSON W.T. - *Chemical rocket propulsion*. - NASA SP 19, (dec. 1962).
- [17] RUGGERI R.S. and MOORE R.D. - *Method for prediction of pump cavitation performance for various liquids liquid temperatures and rotatives speeds*. - NASA TN D 5292, (June 1969).
- [18] KAUFMANN M. - *Design criteria for high pressure rocket engines*. - ELDO Symposium Paris, (octobre 1967).
- [19] SMOLAK G.R., & Al. - *Analysis of thermal protection systems for space vehicle cryogenic propellant tanks*. - NASA TR R 130, (1962).
- [20] WOOD D.J. and DORSCH R.G. - *Effect of propellant feed system coupling and hydraulic parameters on analysis of chugging*. NASA TN D 3896, (May 1967).
- [21] CORRINGTON L.C. - *The nuclear rocket program*. - J. of Spacecraft and Rockets, vol. 6, n° 4, (April 1969).
- [22] LE GRIVÈS E. et MOULIN T. - *Compte-rendu de participation au deuxième cycle de conférence AGARD sur la Propulsion Nucléaire*. (Octobre 1964).
- [23] HART C.E. and ARPASI D.J. - *Frequency response and transfer functions of a nuclear rocket engine system obtained from analog computer simulation*. - NASA TN D 3979, (May 1967).
- [24] CAVICCHI R.H. - *Mapping a tungsten reactor rocket engine as a guide to operation and control*. NASA TN D 3840, (May 1967).
- [25] FINGER H.B. - *United states progress on nuclear propulsion for rockets*. - XVII<sup>e</sup>ème Congrès International d'Astronautique, Madrid (1966).

## PARTIE 3

## STATORÉACTEURS

par

Roger MARGUET

## INTRODUCTION

Comme tout moteur aérobic, le statoréacteur puise son comburant dans l'atmosphère. L'absence de tout mécanisme tournant dans le compresseur le différencie essentiellement du turboréacteur. L'air capté recomprimé statiquement est ensuite brûlé dans une chambre de combustion avant d'être éjecté à grande vitesse vers l'extérieur.

De nombreuses missions atmosphériques, analysées lors de notre première conférence, s'offrent à l'application du statoréacteur : avion hypersonique, lanceur de satellites, intercepteur militaire. Il peut être utilisé soit comme accélérateur, soit comme moteur de croisière. Tous ces statoréacteurs se composent de trois éléments essentiels :

- la prise d'air,
- le foyer de combustion,
- l'éjecteur.

Les performances dépendent en premier chef des qualités de chacune de ces trois fonctions.

Notre cours comportera, en première partie, l'étude de ces différentes fonctions ainsi que les performances générales qui en découlent.

En deuxième partie, nous aborderons les problèmes d'application et établirons l'intérêt théorique d'une combustion supersonique dans la chambre lorsque les vitesses de vol hypersoniques atteignent une certaine valeur. Les problèmes technologiques seront examinés dans le cadre d'expériences réalisées ou en cours.

De cette analyse, nous en déduirons quelques conclusions quant à l'avenir de ce type de propulseur.

## 1. CARACTÉRISTIQUES DES STATORÉACTEURS

## 1.1 -- Généralités

## 1.1.1 -- Principes généraux

Dans sa forme la plus conventionnelle (fig. 0) le statoréacteur se présente sous l'aspect d'un long tuyau dans lequel l'air extérieur est capté, mélangé à un combustible, puis brûlé et éjecté à l'autre extrémité avec - si possible - une quantité de mouvement maximale.

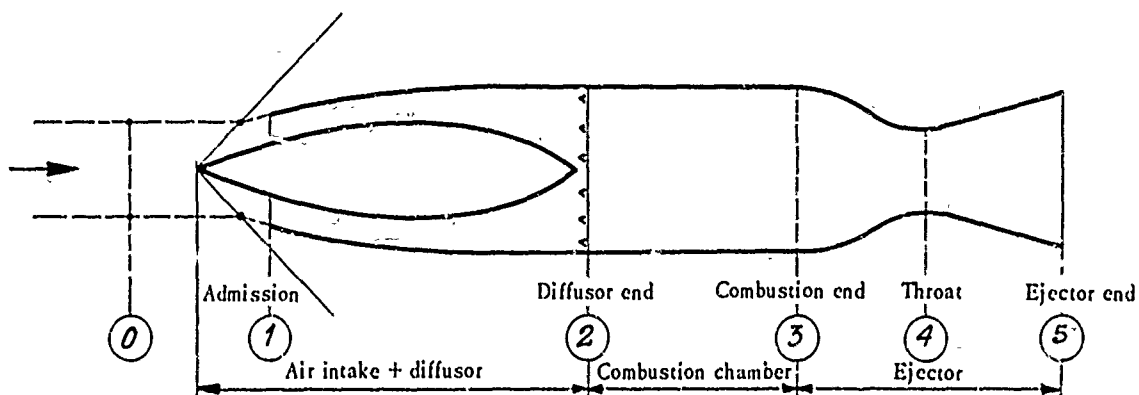


Fig. 0 - Symbols - subscripts.

Comme tout réacteur, la poussée de ce propulseur s'établit en appliquant le théorème des quantités de mouvement entre les sections de sortie et d'entrée du réacteur.

La conception d'un statoréacteur est toute entière consacrée à l'obtention de cette quantité de mouvement maximale qui, en première approximation, dépend des processus thermodynamiques internes, d'aérodynamique et de combustion.

Deux types d'écoulement peuvent en effet être réalisés :

#### Écoulement subsonique interne

L'énergie cinétique de l'air capté est transformée en énergie potentielle (forte pression, basse vitesse). Avant d'être brûlé l'air est éjecté à l'atmosphère par l'intermédiaire d'un col à section sonique. C'est le statoréacteur conventionnel à combustion subsonique (fig. 1a).

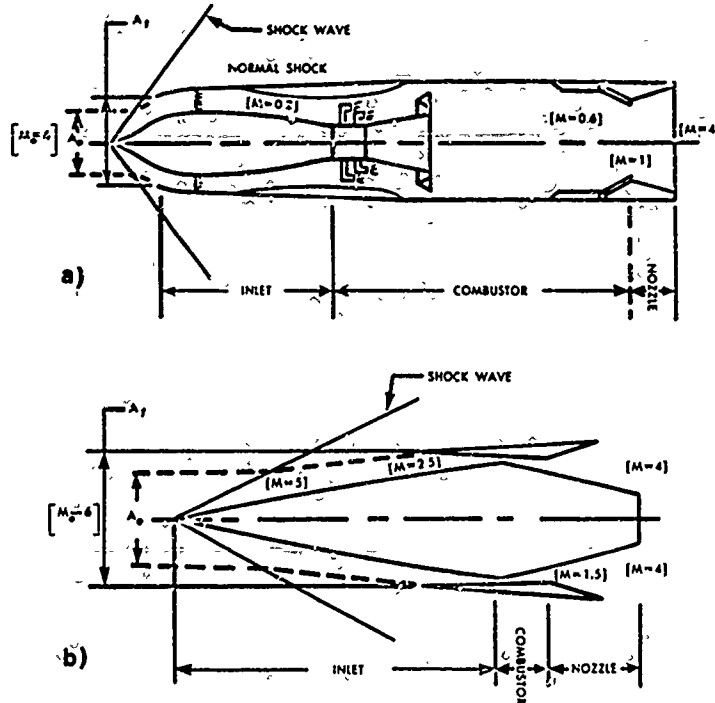


Fig. 1 - General.

a) Typical ramjet engine with Mach number profile.

b) Typical scramjet engine with Mach number profile.

#### Écoulement supersonique interne (Scramjet)

L'énergie cinétique de l'air est conservée dans sa presque totalité. L'apport de chaleur se fait à vitesse supersonique. Il n'y a plus de col sonique mais une tuyère entièrement supersonique, c'est le statoréacteur à combustion supersonique.

Nous verrons que ces types de statoréacteur ont un optimum pour des vitesses de vol différentes (fig. 1b).

La figure 2 schématise les conditions internes de fonctionnement de ces 2 types de statoréacteurs.

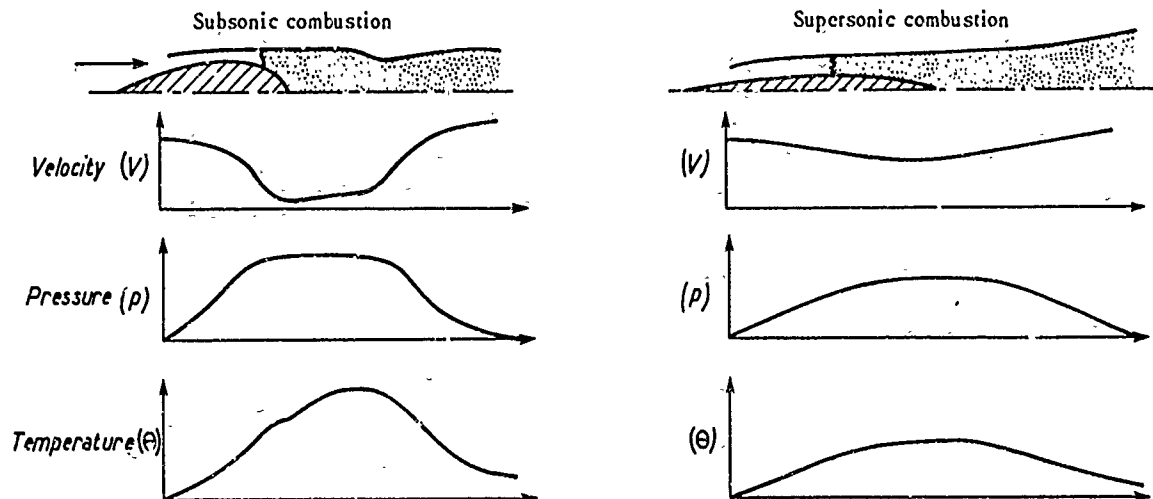


Fig. 2 - Typical internal conditions.

### 1.1.2 - Cycles de fonctionnement (fig. 3).

On peut représenter dans un diagramme de Mollier (Enthalpie-Entropie) l'évolution thermodynamique du statoréacteur conventionnel et du statoréacteur à combustion supersonique :

01 compression de la prise d'air

12 apport de chaleur

23 détente tuyère (jusqu'à la pression  $p_0$ ).

A partir d'une certaine vitesse de vol, l'augmentation d'entropie  $\Delta S$  du statoréacteur conventionnel est plus importante que celle du statoréacteur à combustion supersonique ; il y a alors intérêt à utiliser la combustion supersonique.

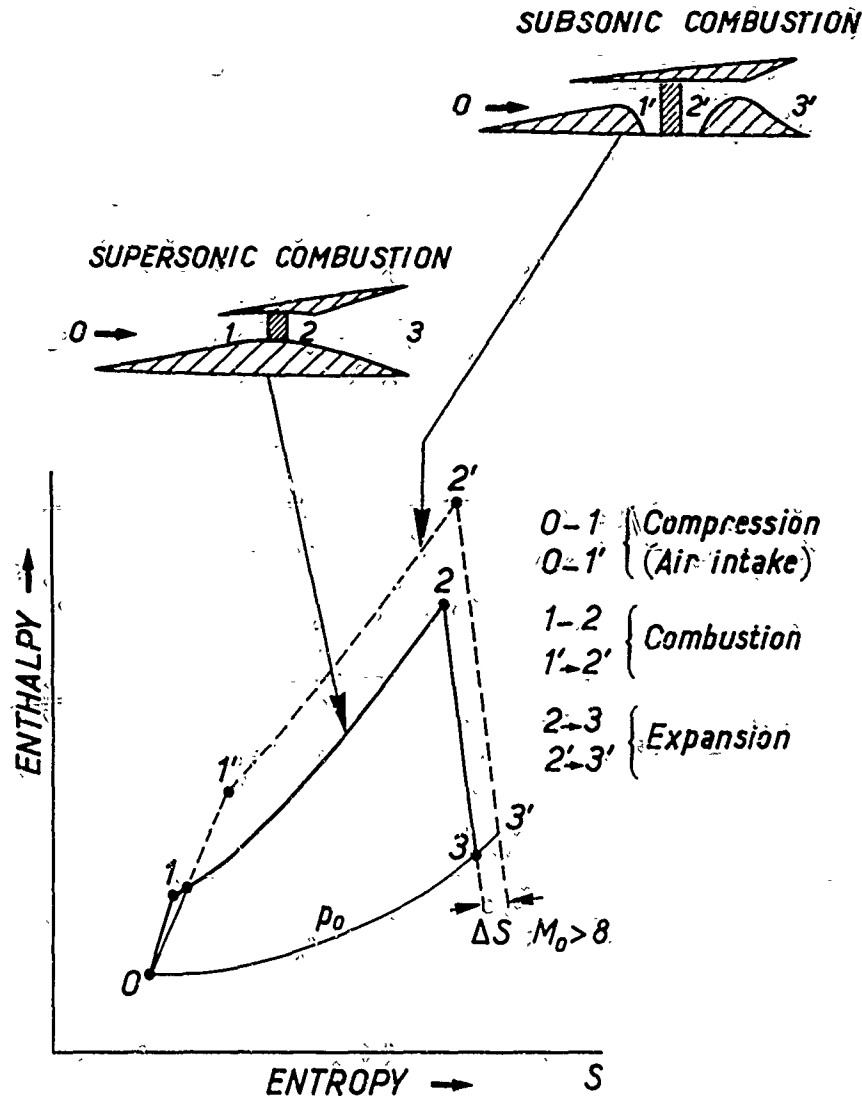


Fig. 3 - Comparison of theoretical cycles for subsonic and supersonic combustion ramjets.

### 1.1.3 - Domaine de vol

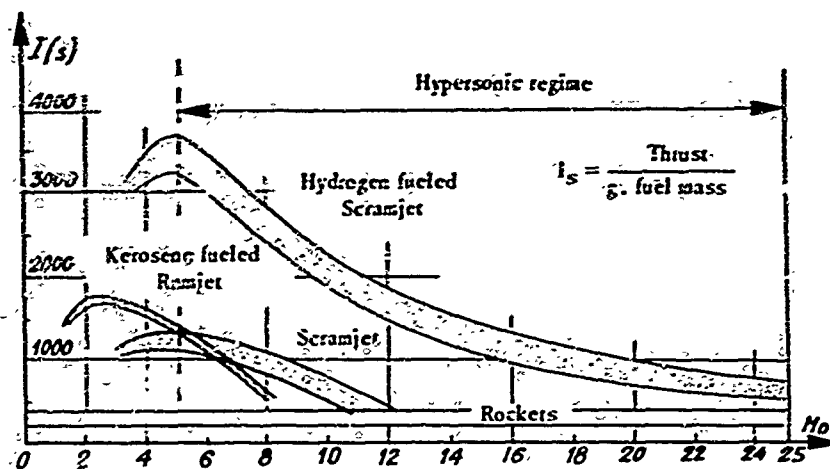
Comme nous l'avons déjà mentionné lors de la première partie de notre exposé sur le choix du mode de propulsion en hypersonique, le statoréacteur peut être utilisé soit comme moteur de croisière, soit comme moteur d'accélération.

La définition de son architecture et de ses structures dépend de la mission.

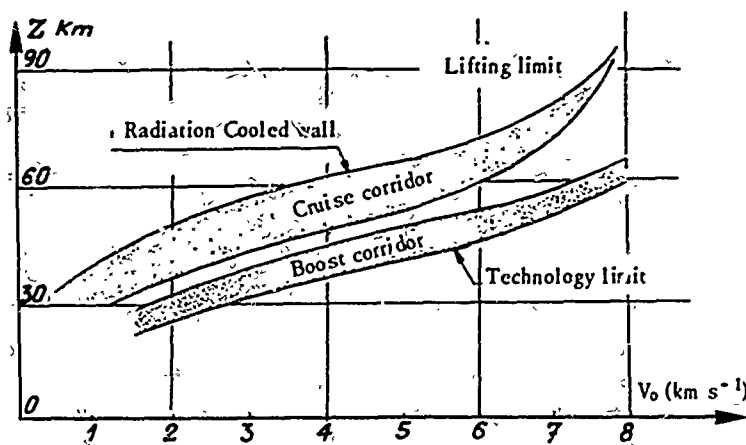
Le corridor de vol (altitude, vitesse), généralement admis par les spécialistes du vol sustenté hypersonique, compte tenu de cette mission, apparaît sur la figure 4.

En croisière, la nécessité de disposer d'une portance au prix d'une finesse aérodynamique acceptable et des flux thermiques compatibles avec une tenue permanente des structures, conduit à limiter le domaine d'évolution du véhicule.

En mission d'accélération, les poussées élevées recherchées ne peuvent être obtenues que dans les basses couches de l'atmosphère ; la durée de vol sera réduite et l'équilibre thermique des structures ne sera jamais réalisé. Des solutions techniques particulières pour résoudre les problèmes de structure seront spécifiques de ce type de mission.



a)



b)

Fig. 4 - Ramjet flight performances.

a) Specific impulse.

b) Flight envelope.

#### 1.1.4 - Ambiance interne

Les conditions de pression et de température dépendent évidemment de l'altitude, de la vitesse de vol et du modèle de statoréacteur (à combustion subsonique ou supersonique).

Les températures et les pressions internes de l'air recomprimé en hypersonique sont portées sur la figure 5. Les températures dans la chambre de combustion apparaissent sur la figure 6.

On remarque en particulier sur cette dernière figure, que l'écart de température, entre les gaz de combustion  $T_{t_3}$  et l'air recomprimé  $T_{t_0}$ , se réduit au fur et à mesure que la vitesse augmente.

A Mach 10 cet écart est nul ; l'apport de chaleur est alors absorbé par les phénomènes de dissociation. Comme nous le verrons, cette énergie peut être restituée partiellement lors de la détente supersonique de l'éjecteur.

Notons en outre que la combustion supersonique limite les températures d'écoulement. On n'atteint jamais la température d'arrêt. Les risques de pertes par dissociation sont en conséquence réduites.

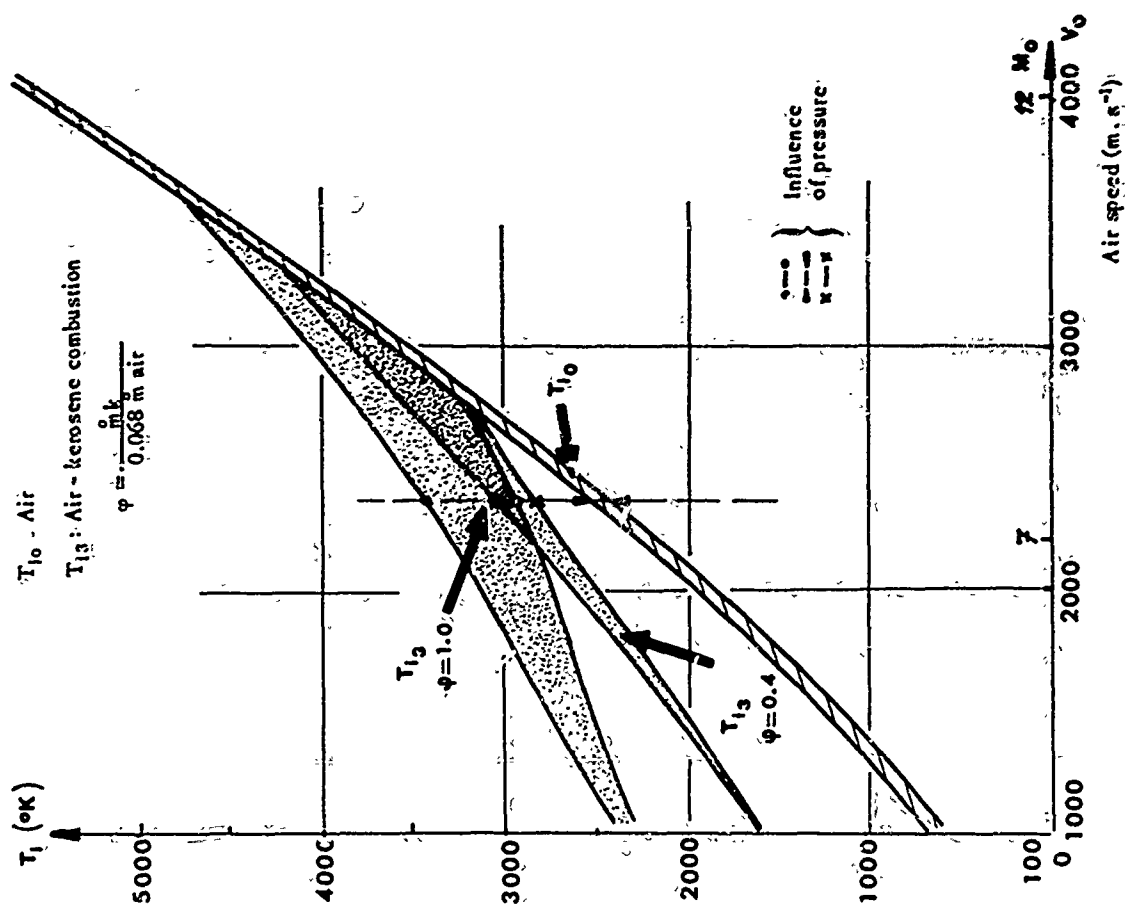


Fig. 6.- Total temperature variation.

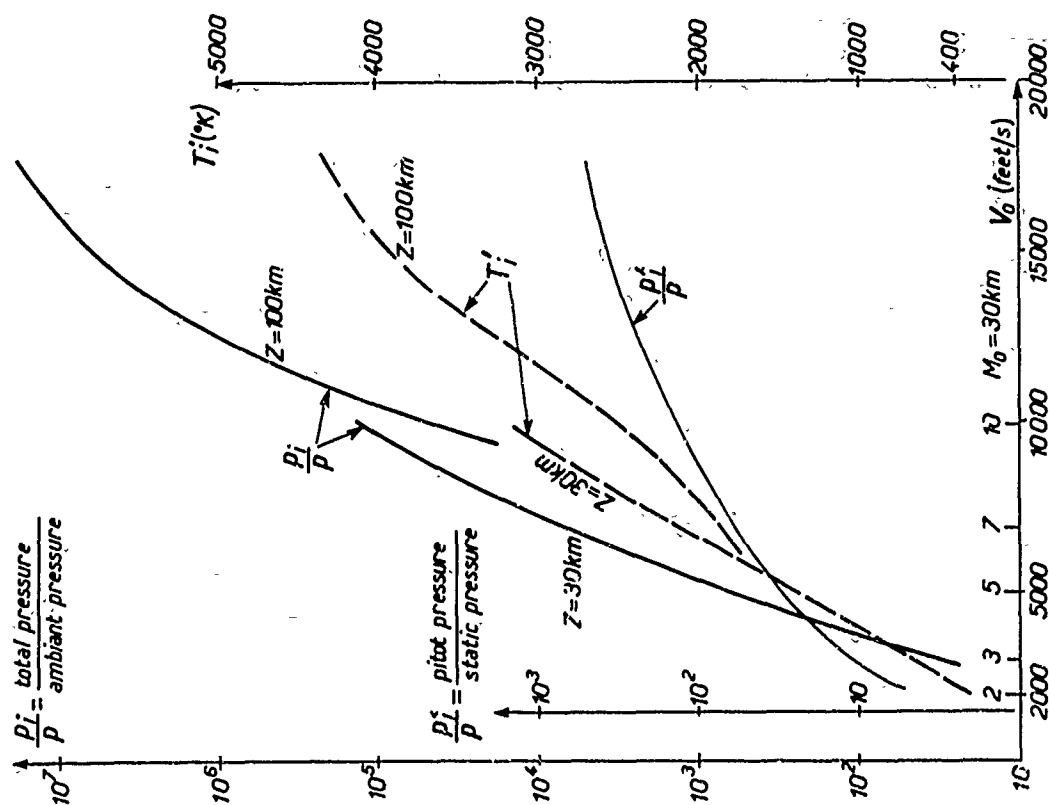


Fig. 5 - Hypersonic flight environment.

## 1,2 - Les composants du statoréacteur

Le statoréacteur se compose de trois ensembles fonctionnels essentiels :

- la prise d'air
- la chambre de combustion,
- l'éjecteur.

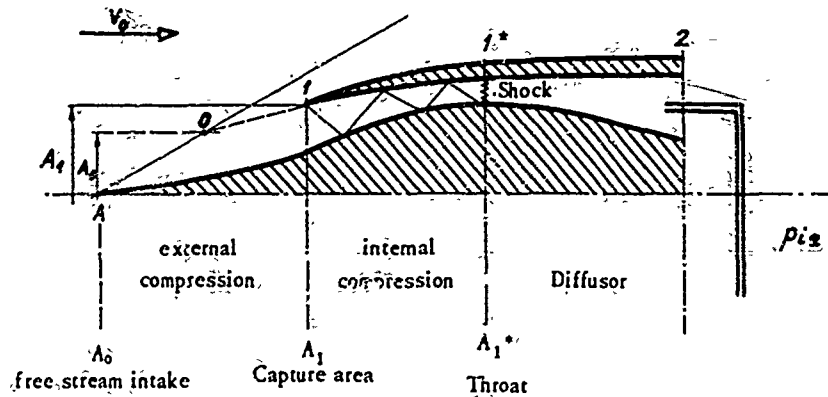
Analysons les caractéristiques de ces trois composants.

### 1,3 - La prise d'air (fig. 7)

Elle doit permettre :

- la captation de l'air ambiant,
- la transformation de l'énergie cinétique de captation en énergie potentielle avec le minimum d'augmentation d'entropie (compatibilité avec le foyer).

Cette recompression s'effectue par ondes de choc obliques, ou ondes droites peu intenses de manière à se rapprocher d'une recompression isentropique. La prise d'air se compose d'une pointe et d'une carène.



#### Definitions

$$\epsilon = \frac{A_0}{A_1}$$

$$C'_{x a} = \frac{\int_0^1 (p - p_0) dA}{q_0 \cdot A_1}$$

$$\eta_{0-2} = \frac{p_{i2}}{p_{i0}}$$

Capture area ratio

Additive drag

Total pressure recovery

Remarks :

$$\eta_k = \left( \frac{V_0'}{V_0} \right)^2 \quad \text{kinetic efficiency} \quad \left\{ \begin{array}{l} V_0' = \text{velocity} \\ \text{corresponding to expansion to pressure} \\ p_0 \text{ (the total pressure } = p_{i2}) \end{array} \right.$$

$$h_{i0} = h_{i2} = \text{air enthalpy}$$

Fig. 7 - Air intake.

### 1,3.1 - Paramètres caractéristiques

#### Captation

$$\epsilon = \frac{\text{Section tube de courant capté}}{\text{Section de captation réelle}}$$

$\epsilon$  varie en particulier avec l'angle de l'onde de choc issue de la pointe. Il dépend de la vitesse de vol. Lorsque l'onde de choc passe par les lèvres de la carène, le régime est dit adapté,

$$\epsilon = 1$$

Trainée additive (fig. 7)

$$C_{x_s} = \frac{\int_{A_0}^{A_1} p \, dA}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_0^2 \cdot A_1} \quad \text{si} \quad \epsilon = 1, \quad C_{x_e} = 0$$

$C_{x_s}$  est un coefficient de correction dû à la surestimation de la poussée conventionnelle (§. II). En effet lorsque on applique le théorème des quantités de mouvement entre les sections  $A_0$  (tube de courant capté) et  $A_1$  (éjection), on majore la poussée réelle d'une quantité égale à l'intégrale des pressions calculée à la frontière du tube de courant entre les sections  $A_0$  et  $A_1$  (capture réelle).

Efficacité

$$\eta_{0-2} = \frac{P_{t_2}}{P_{t_0}} = \frac{\text{pression d'arrêt en fin de récompression}}{\text{pression isentropique infini amont}}$$

$\eta_{KE}$  : c'est l'efficacité de la prise d'air que l'on utilise parfois sous la forme d'efficacité cinétique.

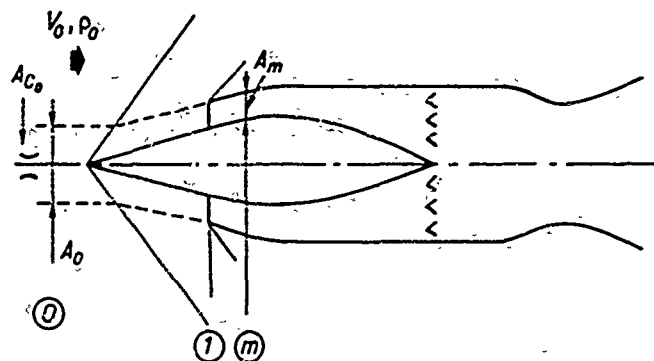
$$\eta_{0-2} = \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 (1 - \eta_{KE}) \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

### 1.3.2 - Amorçage d'une prise d'air

Une prise d'air ne peut s'amorcer que si le débit massique capté  $\dot{m} = \rho_0 \cdot V_0 \cdot A_0$  peut être avalé par la section sonique minimale de la prise d'air  $A_m$ . Ce qui implique la relation

$$A_m \geq K \cdot \frac{A_{c_0}}{\eta_{0-2}} \quad A_{c_0} = \text{Col sonique (infini amont)}$$

$K$  est un coefficient expérimental qui tient compte des gaz réels des couches limites et des phénomènes instationnaires. Si cette condition n'est pas remplie, on doit avoir recours à un déplacement mécanique relatif de la pointe ou à des formes de prises d'air particulières (SCOOP) (fig. 8).



$$\begin{aligned} \dot{m}_0 &= \rho_0 \cdot V_0 \cdot A_0 = \rho_1 \cdot V_1 \cdot A_m \\ &= \rho_m \cdot V_m \cdot A_m \end{aligned}$$

STARTING CONDITION

$$A_m \geq K \cdot \frac{1}{\eta_{0-m}} \cdot A_{c_0}$$

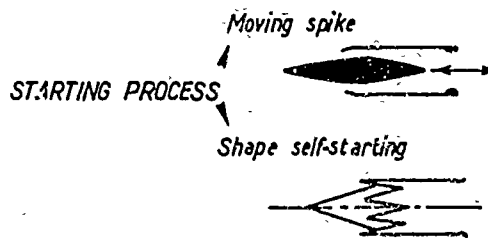


Fig. 8 - Choking of air intake.



### 1.3.3 -- Différents types de prise d'air

Elles peuvent être symétriques, axisymétriques, bidimensionnelles, tridimensionnelles, à recompression interne ou externe, dissymétriques. La figure 9 nous indique quelques solutions. En hypersonique, les plus utilisées sont les prises d'air axisymétriques et bidimensionnelles.

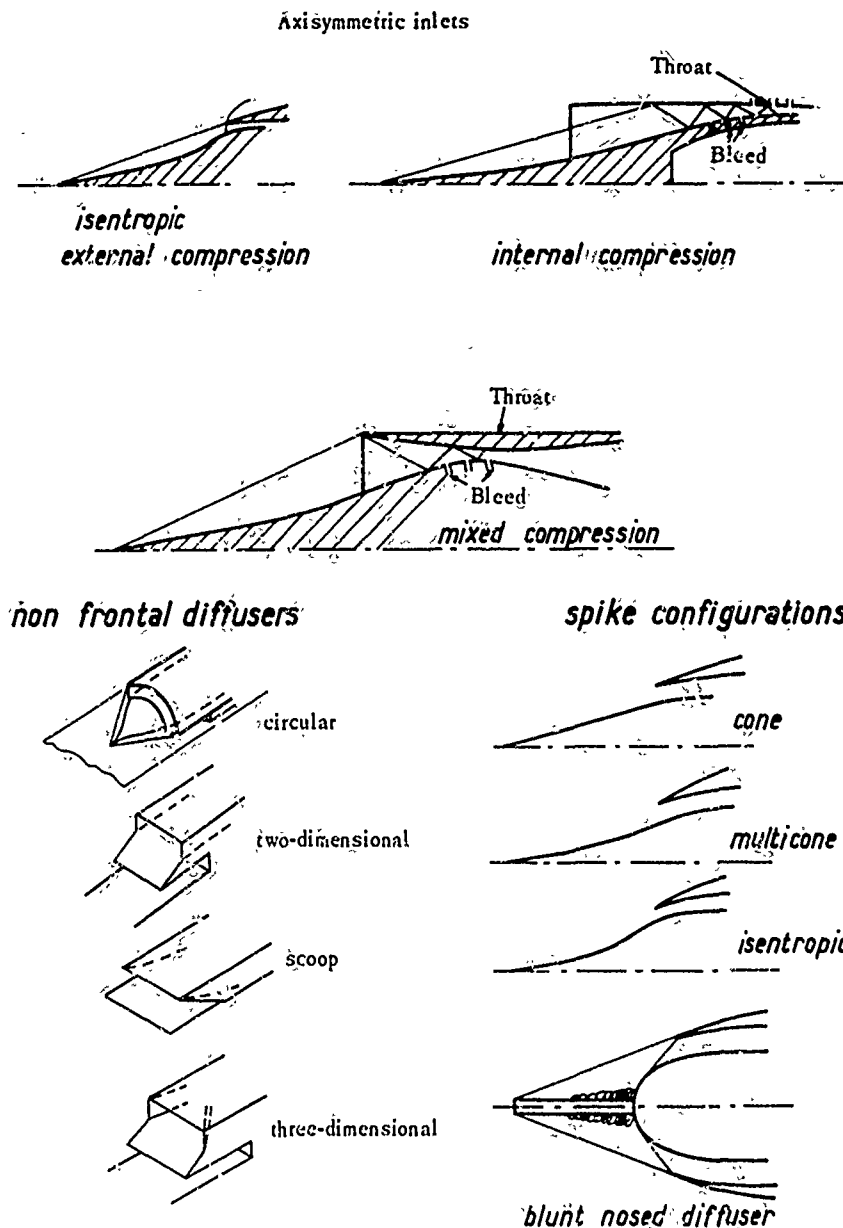


Fig. 9 - Air intake - Different models.

### 1.3.4 -- Efficacité de quelques prises d'air

Sur la figure 10, on a reporté quelques efficacités de prises d'air expérimentales utilisables pour la combustion subsonique ou supersonique.

Les efficacités  $\eta_{0,2}$  diminuent rapidement avec la vitesse de vol. A Mach 7 par exemple, ces efficacités peuvent atteindre

0,2 (combustion subsonique)

0,45 (combustion supersonique).

Cette performance est due en particulier à l'absence du choc droit de désamorçage, caractéristique des prises d'air étudiées pour la combustion subsonique.

### 1.3.5 -- Effet de l'incidence

La sensibilité des prises d'air à l'incidence et au dérapage dépend de la conception. Les spécialistes savent définir et étudier des prises d'air qui supportent 15 à 20° d'incidence.

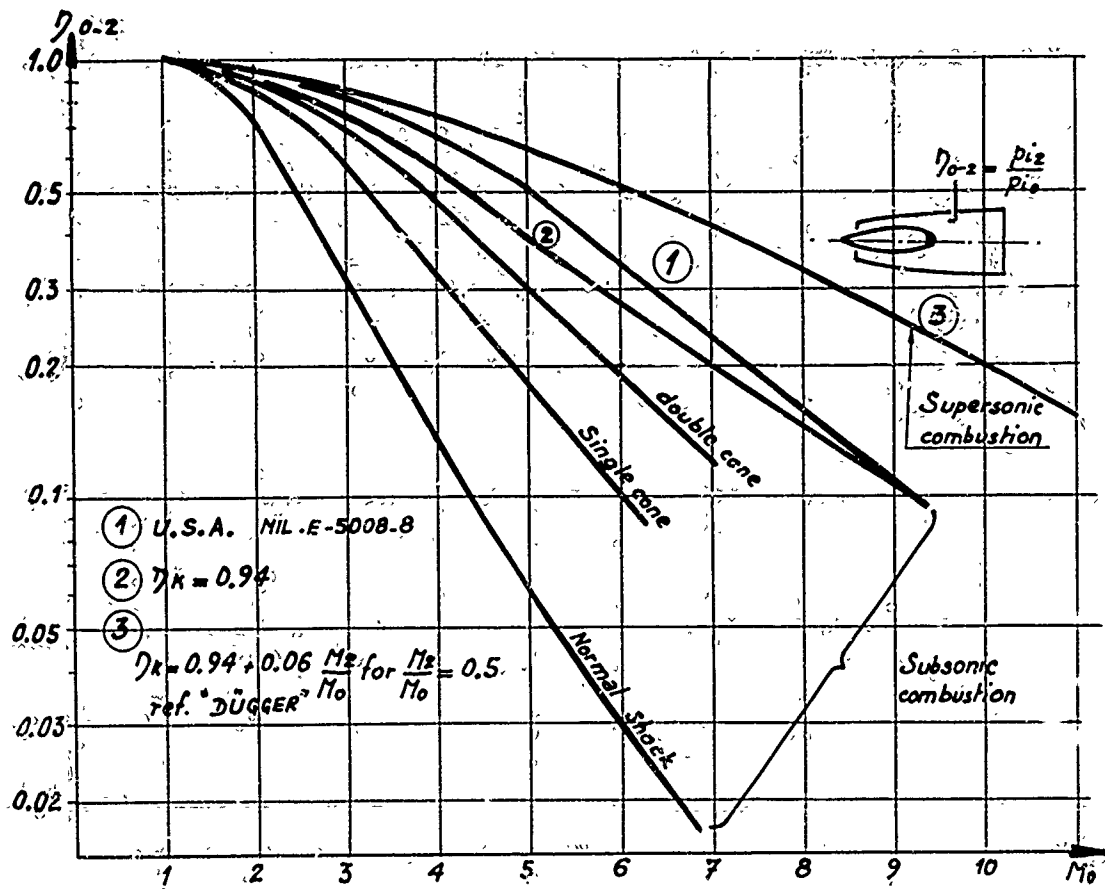


Fig. 10 - Air inlet efficiency.

La figure 11 est relative aux effets de l'incidence sur l'efficacité et le coefficient de captation d'une prise d'air axisymétrique.

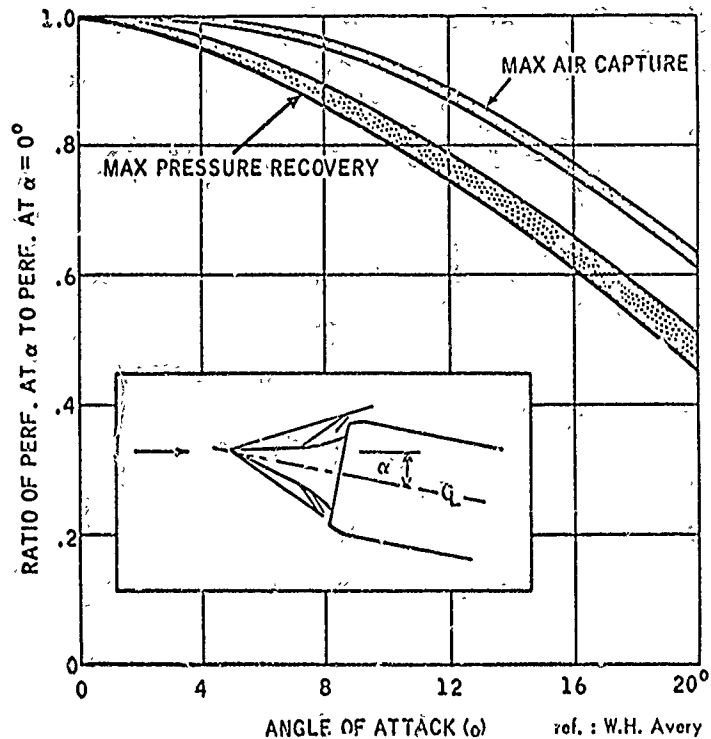


Fig. 11 - Typical effects of angle-of-attack on performance of an axis-symmetric, fixed geometry nose inlet.

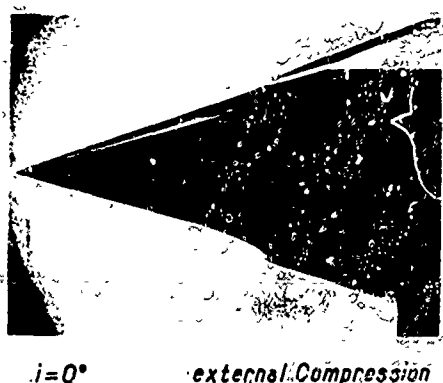
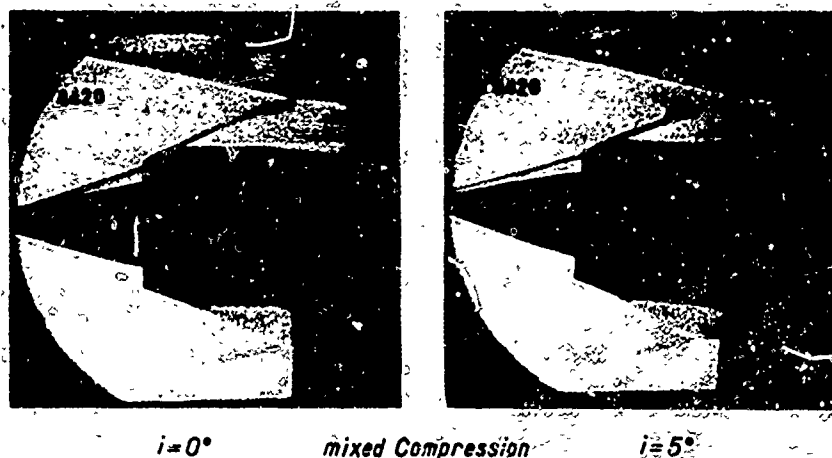
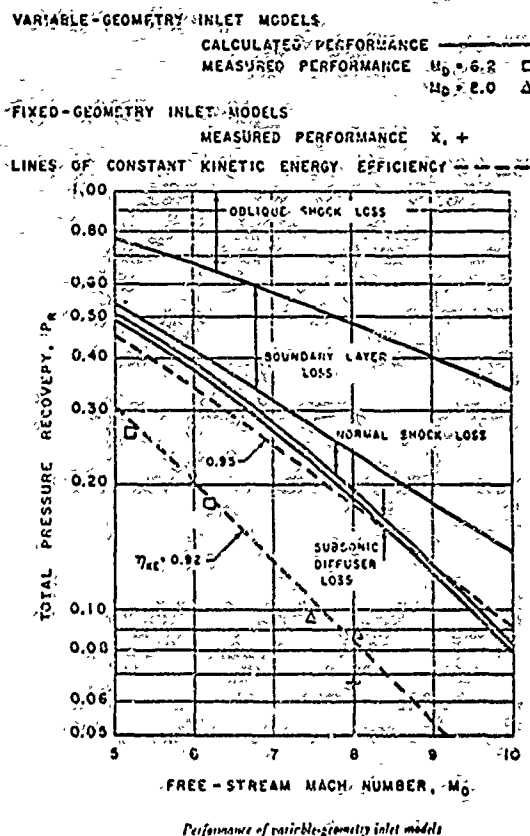


Fig. 12 - Air intake - wind tunnel tests  $M_0 = 7$ .

Fig. 13 - Air intake. Losses of efficiency.



La figure 12 montre des prises d'air hypersoniques, à recompression subsonique ou supersonique en cours de qualification (strioscopie).

Notons que les prises d'air à recompression supersonique tolèrent en général moins d'incidence que les prises d'air à recompression subsonique.

### 1.3.6 - Influence des couches limites

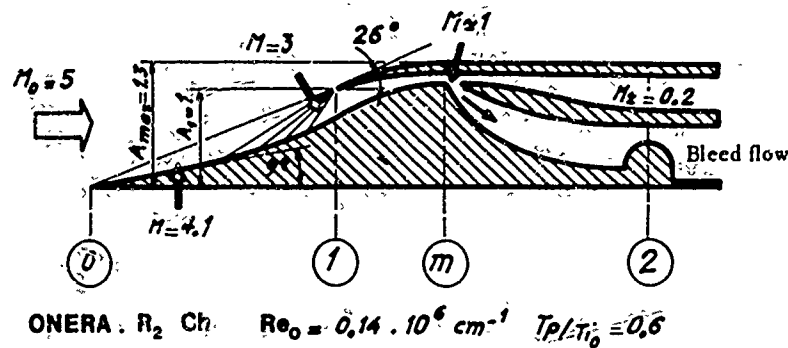
En hypersonique, les couches limites prennent une importance fondamentale (fig 13). Elles réduisent les efficacités et engendrent des phénomènes d'instabilité (décollements quand les gradients de pression sont trop importants).

Pour limiter ces effets, on a souvent recours à des artifices qui consistent à avaler et à rejeter une partie de la couche limite à l'extérieur de la prise d'air (fig. 14).

## 1.4 - Chambre de combustion

### 1.4.1 - Théorie

#### 1.4.1.1 - Apport de chaleur dans un écoulement



Actual experimental efficiency

- (A) External supersonic compression  $\eta_{e-1} = 0.80$   
 (+  $\Delta M = \pm 0.05$ ) wind tunnel scotter  
 with  $\left\{ \begin{array}{l} * \text{ shock efficiency} \quad 0.91 \\ * \text{ Boundary layer efficiency} \quad 0.89 \end{array} \right.$
- (B) Internal supersonic compression  $\eta_{1m} = 0.625$
- (C) Bleed and diffusor:  $\eta_m \times \eta_d = 0.84$
- Air intake efficiency :  $\eta_{e-2 \text{ experimental}} = 0.42$

Fig. 14 - Air-inlet Mach 5.

Thermodynamiquement, l'apport de chaleur dans un écoulement doit s'effectuer à la vitesse la plus basse possible. C'est en effet pour cette condition que l'augmentation d'entropie est minimale (2ème principe)

$$\Delta s = \frac{\Delta Q}{T} \quad (T \text{ maximum quand la vitesse est nulle } - T_0)$$

(en absence de dissociation et d'irréversibilité).

Les performances sont donc optimales pour une combustion en enceinte (température élevée et vitesse nulle). Mais les petites vitesses dans la chambre conduisent à des diamètres de propulseur très élevés.

Afin de limiter cet inconvénient, on tolère dans les chambres de combustion subsoniques, des vitesses inférieures à  $M_3 \approx 0.6$ .

Si l'efficacité du statoréacteur ne dépendait que de la combustion, le statoréacteur optimal serait toujours à combustion subsonique.

Comme nous le verrons dans le prochain paragraphe, la combustion supersonique est une solution de compromis qui tient compte des efficacités réelles de la prise d'air et de la combustion et des pertes par dissociations.

Pour une vitesse d'entrée de foyer donnée  $V_2$ , il y a intérêt à rechercher la loi d'apport de chaleur optimale correspondant à une augmentation d'entropie minimale dans la chambre.

Le problème est fort difficile, il n'est pas accessible à l'analyse et nécessite l'utilisation d'ordinateurs très puissants compte tenu de la cinétique des réactions qui évoluent avec l'ambiance interne du vol.

L'optimisation de la loi d'apport de chaleur, sur un véhicule hypersonique utilisant la combustion supersonique tel qu'un avion de transport, sera fondamentale. Elle nécessitera la présence d'une injection étalée, commandée par un calculateur de bord.

Examinons dans deux cas simples, mais non optimum, les équations qui régissent les lois d'apport de chaleur :

- combustion à section constante,
- combustion à pression constante.

Equations générales :

1) Pour la conservation de l'énergie

$$(1) \quad h_4 = h_3 + \frac{V_3^2}{2} \quad (\text{enthalpie de l'air})$$

$$h_4 = h_3 + \frac{V_3^2}{2} = h_4 + \underbrace{\int h_4 \cdot K}_{\text{combustible}} \quad (\text{gaz brûlés}).$$

2) Pour la quantité de mouvement (théorème des quantités de mouvement)

$$(2) \quad A_K \underbrace{(p_K + \rho_K V_K^2)}_{\text{combustible}} + A_2 \underbrace{(p_2 + \rho_2 V_2^2)}_{\text{air}} + \underbrace{\int_{A_2}^{A_1} p dA}_{\text{poussée}} = A_3 \underbrace{(p_3 + \rho_3 V_3^2)}_{\text{sortie}}$$

3) Conservation de la masse

$$(3) \quad \dot{m}_o (1 + f_K) = \underbrace{\rho_2 \cdot V_2 \cdot A_2 (1 + f_K)}_{\text{air + combustible}} = \underbrace{\rho_3 \cdot V_3 \cdot A_3}_{\text{gaz brûlés}}$$

4) Equations d'Etat

$$(4) \quad \left. \begin{aligned} \varphi &= f(p, T) \\ h &= g(p, T) \\ s &= h(p, T) \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{masse volumique, enthalpie,} \\ &\text{entropie fonction de la} \\ &\text{pression et de la température.} \end{aligned}$$

On ne peut résoudre ces équations en :  $p_3, \rho_3, V_3$ , que si l'on connaît la valeur de l'intégrale  $\int_{A_2}^{A_3} p dA$ .

Cette intégrale dépend de l'évolution de la loi de section de la chambre de  $A_2$  à  $A_3$  et de la loi d'apport de chaleur qui dépend elle-même d'une grande quantité de paramètres (vitesse, pression, température; paroi, combustible, catalyseur, etc...).

Malgré les travaux de certains auteurs, cette loi n'est guère accessible au calcul.

1.4.1.2 -- Combustion à pression constante

Cette hypothèse de calcul permet de trouver une solution au problème général puisque

$$\int_{A_2}^{A_3} p dA = p (A_3 - A_2).$$

De (2) et (3) on établit

$$V_3 = \frac{V_2}{1+f}; \quad h_3 = h_{t3} - \frac{1}{2} \left( \frac{V_2}{1+f} \right)^2.$$

Dans un diagramme de Mollier (air, combustible) on lit  $S_3$ , donc  $T_3$ .

Ce type de combustion n'est guère réaliste, la combustion ne s'effectuant généralement pas à pression constante.

1.4.1.3 -- Combustion à section constante

$$A_2 = A_3 \quad \int_{A_2}^{A_3} p dA = 0.$$

Il y a également une solution au problème général. En négligeant la dynalpie du fluide injecté, on peut écrire

$$\text{pour (2)} \quad p_2 + \rho_2 V_2^2 = p_3 + \rho_3 V_3^2.$$

En combinant les lois de conservation de masse et d'énergie, puis de conservation de masse et de quantité de mouvement dans un diagramme de Mollier, on obtient les solutions du problème pour la combustion subsonique et supersonique.

1.4.1.4 -- Pertes de pression d'arrêt dues à la combustion

L'application des calculs précédents permet d'établir l'augmentation d'entropie, donc la dégradation de la pression d'arrêt due à la combustion.

Pour la combustion à section constante, cette perte de charge s'établit à partir de l'équation de quantité de mouvement (2), on établit facilement

$$\frac{p_{t3}}{p_{t2}} = \frac{\omega(M_2)}{\omega(M_3)} \cdot \frac{1 + \gamma_2 M_2^2}{1 + \gamma_3 M_3^2}$$

avec

$$\omega(M_2); \quad \omega(M_3) = f \left( \frac{p}{p_t} \right)_M.$$

Les calculs relatifs à la combustion à section constante et à pression constante sont données par la figure 15.

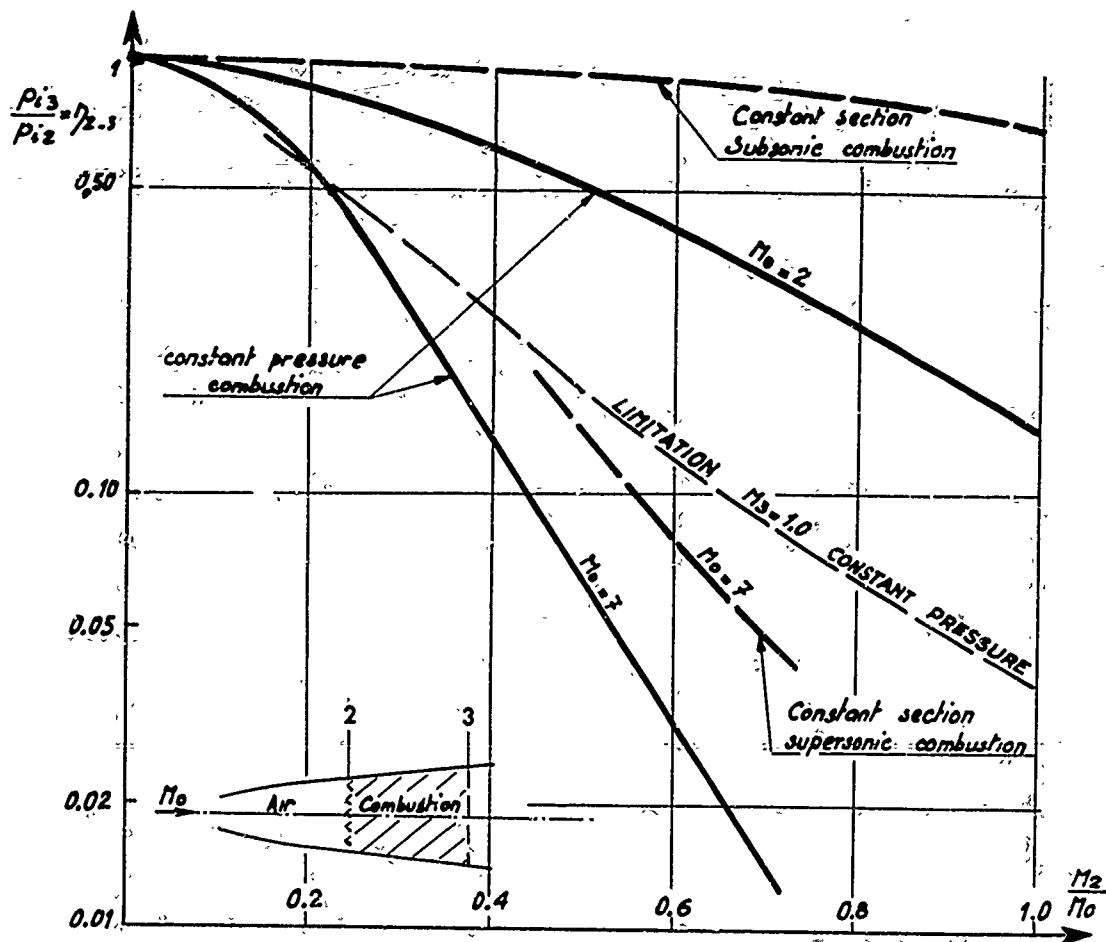
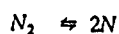
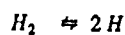
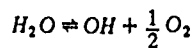
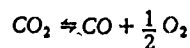


Fig. 15 - Combustion efficiency. (Air - kerosene  $\varphi = 1.0$  Equilibrium flow)

#### 1.4.1.5 - Régime d'équilibre figé et réel

Les températures très élevées, de l'ordre de plusieurs milliers de degrés, rencontrées dans les statoréacteurs hypersoniques engendrent des phénomènes de dissociation à réaction endothermique

Ex :



etc...

Ces réactions sont d'autant plus importantes que les vitesses de vol, et par conséquent les températures dans la chambre, sont plus élevées.

Lors de la détente dans la tuyère, les gaz dissociés peuvent se recombiner totalement et fournir des performances à l'équilibre, si le temps de séjour mécanique dans la chambre est supérieur au temps chimique.

S'il ne se recombinent pas, on obtient des performances en régime figé.

En pratique, l'écoulement réalisé est intermédiaire, c'est le régime réel, avec relaxation.

La figure 16 donne des résultats théoriques et expérimentaux dans le cadre du kérosène et de l'hydrogène.

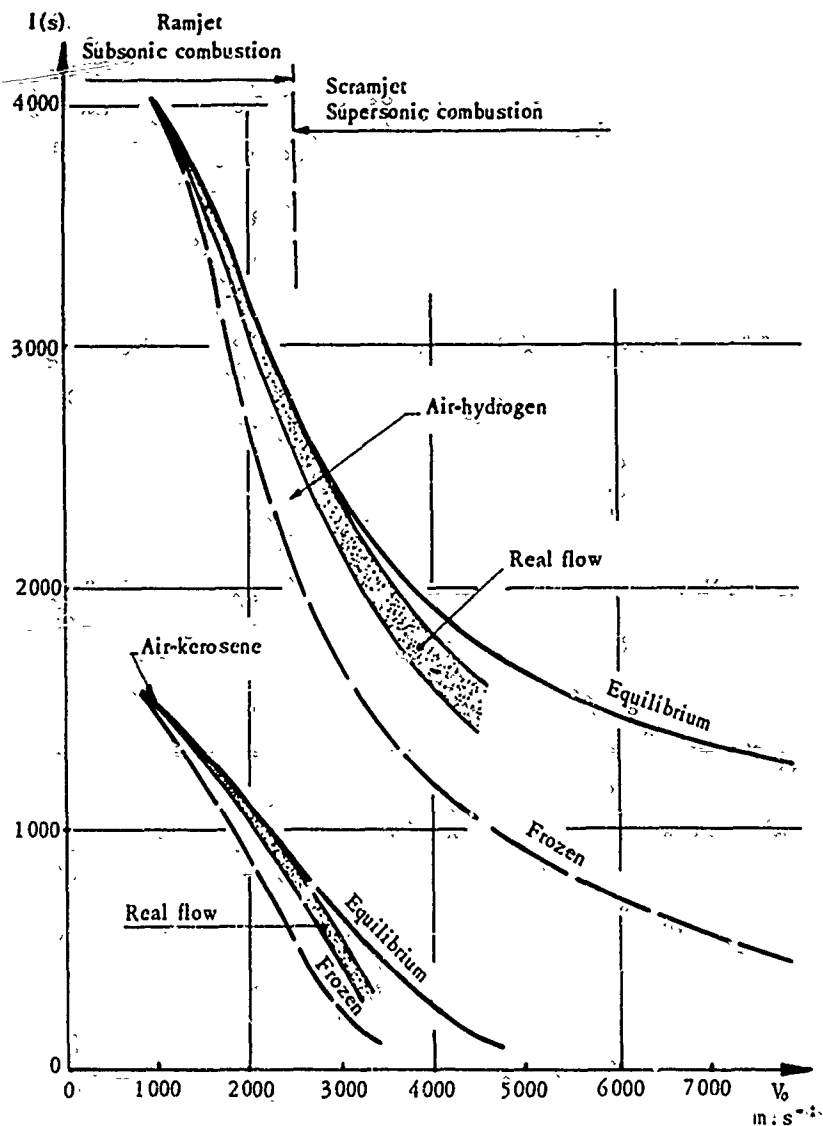


Fig. 16 - Ramjet specific impulse (Equilibrium flow - Frozen flow - Real flow)

#### I,4.1.6 - Combustion subsonique et combustion supersonique

L'augmentation d'entropie interne, représentée par les pertes de pression d'arrêt de prise d'air et de combustion, caractérise en quelque sorte les performances du propulseur

$$\frac{p_{t3}}{p_{t0}} = \underbrace{\eta_{0.2}}_{\text{prise d'air}} \cdot \underbrace{\eta_{2.3}}_{\text{combustion}}$$

Ce rapport est favorable à la combustion supersonique lorsque l'on atteint une certaine vitesse de vol (Mach 7 ou 8 en général), comme le montre la figure 17.

A cet avantage de la combustion supersonique, il faut également associer

- les possibilités de dissociation réduites (les températures statiques sont plus basses),
- les pressions de chambre moins élevées.

#### I,4.1.7 - Fonctionnement d'une chambre subsonique ou supersonique (fig. 18)

##### Chambre subsonique

Comme nous l'avons déjà vu, l'apport de chaleur dans le foyer est assimilable à un *blocage mécanique partiel du col de l'éjecteur*. Une augmentation du débit volumique (effet de l'apport de chaleur), se traduit par une augmentation de la pression interne, puisque cette condition dépend de la section *sonique d'éjection* qui n'a pas varié.

Si la pression interne augmente, la vitesse en amont de la combustion diminue (loi de continuité).

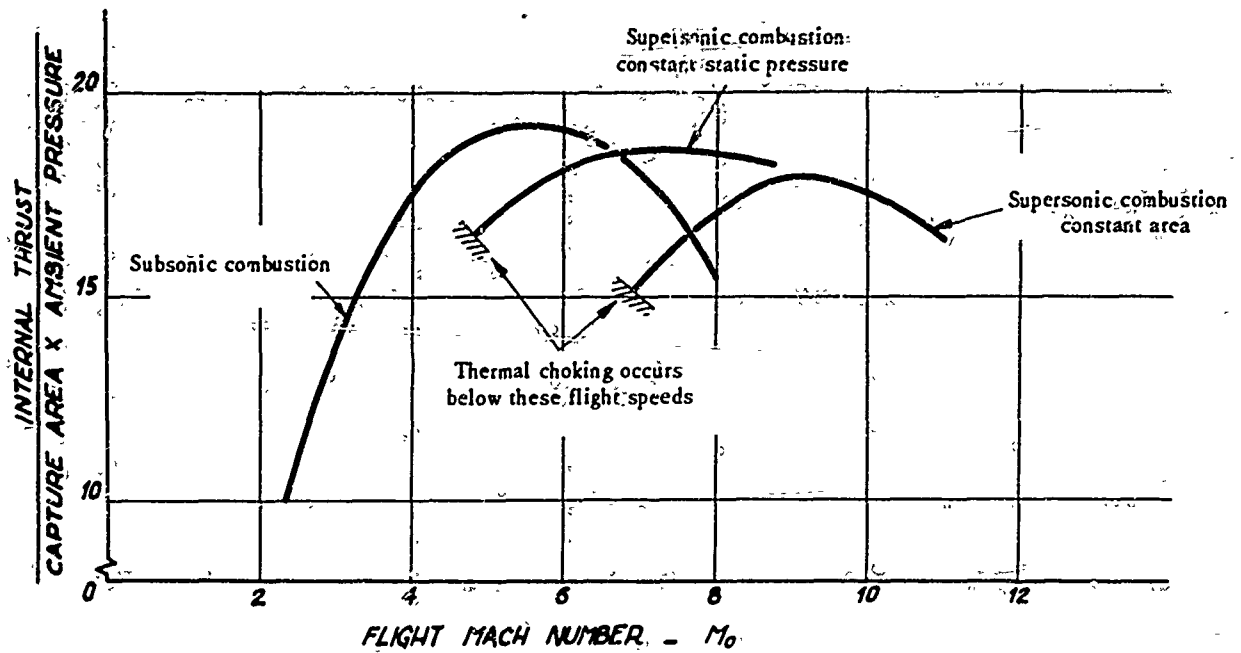
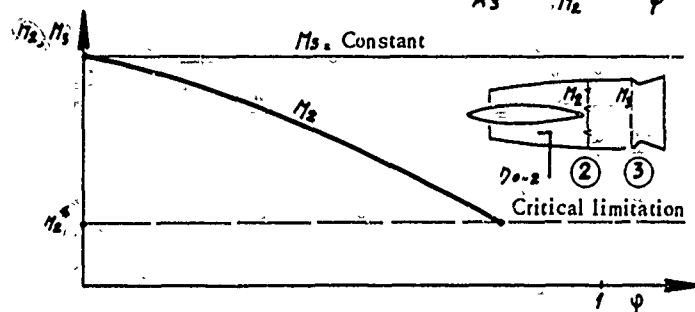


Fig. 17 - Comparison of different combustions models. (kerosene + air  $\phi = 1$ )

### 1-Subsonic chamber

Sonic throat;  $\gamma \rho_2 = \frac{p_{t2}^*}{p_{t1}^*}$  max air intake

$M_3$  fixed depending on  $\frac{A_4}{A_3}$ ;  $\frac{dM_2}{M_2} = -\alpha \frac{d\phi}{\phi}$



### 2-Supersonic chamber

Without sonic throat, supersonic flow

$M_2 = C^t$  (air intake)  $\frac{dM_2}{M_2} = -\beta \frac{d\phi}{\phi}$  ( $\phi$  equivalence ratio)

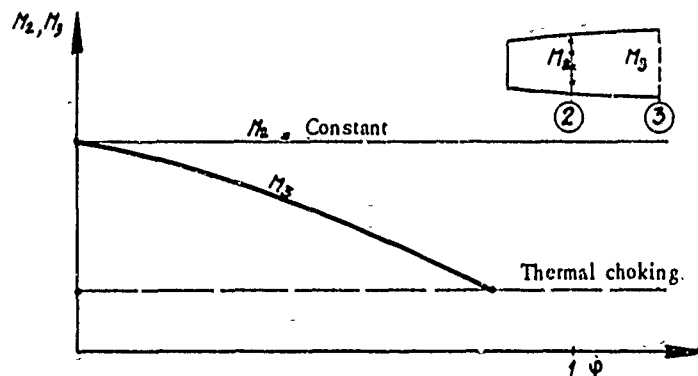


Fig. 18 - Working of a combustion chamber.



Lorsque l'augmentation de la pression interne, due à l'apport de chaleur, atteint la valeur de la pression maximale admissible par la prise d'air, le régime est critique (onde de choc droite attachée aux lèvres de la carène). Ce régime correspond aux possibilités d'extraction maximales de l'éjecteur sonique.

Les différents régimes de fonctionnement d'un statoréacteur conventionnel sont schématisés par la figure 19 et comparés à une simulation mécanique.

#### Chambre supersonique:

La vitesse de l'écoulement en amont de la combustion est fixée et ne peut être modifiée (pas de section sonique) par la prise d'air.

L'apport de chaleur se traduit par une augmentation du débit volumique dans la chambre et une réduction des vitesses internes en aval de l'injection.

L'apport de chaleur doit rester compatible avec la géométrie de la chambre (évolution des sections) afin d'éviter le phénomène de blocage thermique.

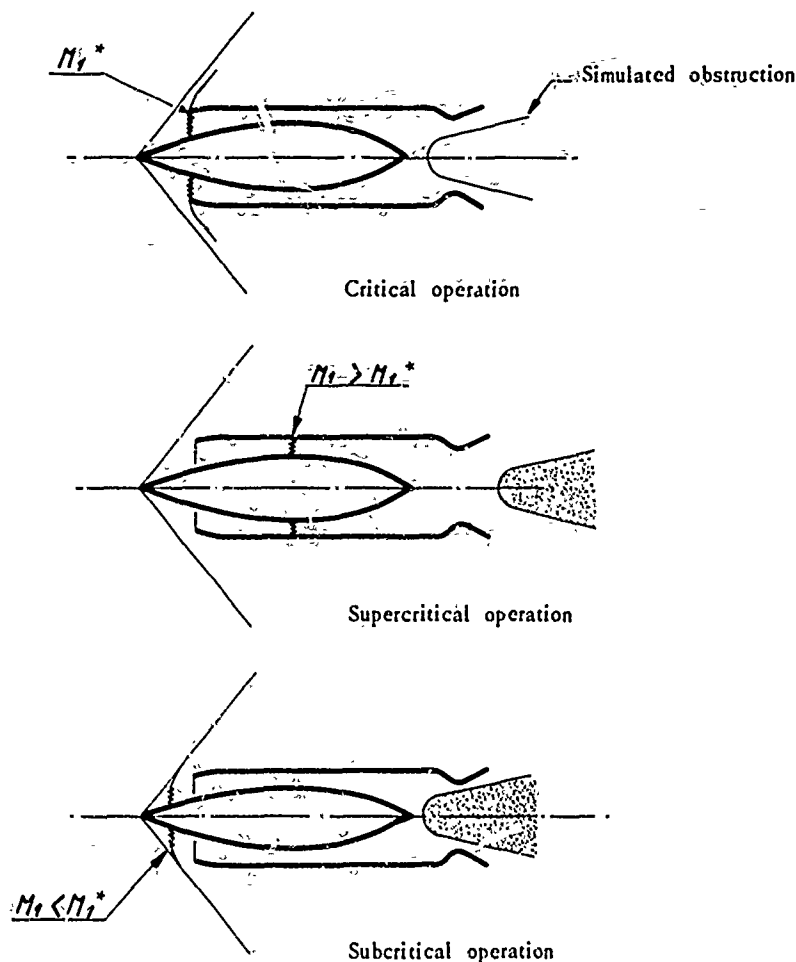


Fig. 19 - Air intake operation.

### 1.4.2 - Technique de combustion et technologie

#### 1.4.2.1. - Chambre de combustion subsonique

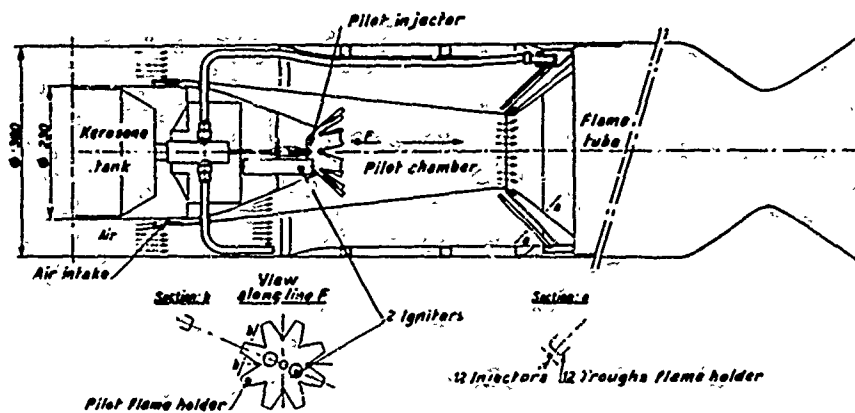
Elle peut opérer jusqu'à Mach 6 ou 7.

L'organisation du foyer nécessite, pour les vitesses de vol inférieures à Mach 5, la présence d'une chambre pilote et d'accroche-flammes.

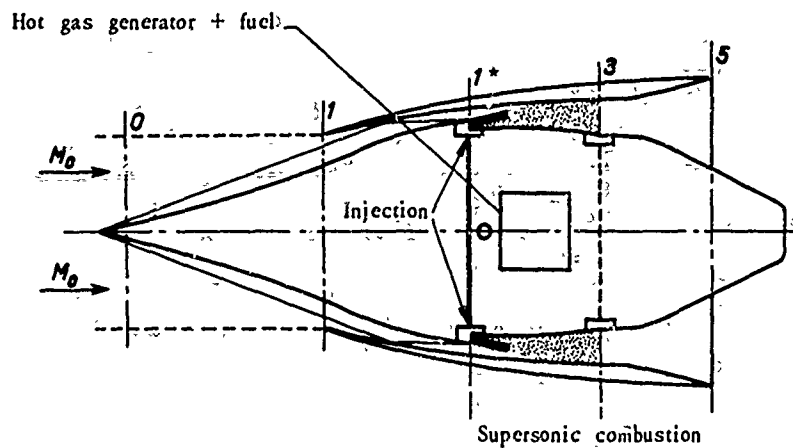
La figure 20a représente une chambre subsonique typique pour une mission Mach 3/6.

#### 1.4.2.2 - Chambre supersonique (fig. 20b)

La vitesse de l'air à l'entrée de la chambre de combustion peut varier entre Mach 2 et Mach 4 suivant la vitesse de vol et la prise d'air. Il n'y a plus d'accroche flamme. La température d'auto inflammation du combustible doit être compatible avec la température statique de l'écoulement.



a) Subsonic combustion ramjet  
(Siataltex M = 6.0 Engine)



b) Supersonic combustion ramjet

Fig. 20 - Chamber organisation.

### Les problèmes d'injection et de mélange

Les temps de réaction prennent une importance considérable eu égard la vitesse de l'écoulement (délais d'inflammation et temps de réaction chimique), ainsi que les problèmes de mélange. La température ambiante joue un rôle fondamental. L'utilisation d'un combustible gazeux présente à cet effet des avantages certains, ce qui renforce l'avantage déjà évoqué précédemment d'utiliser l'hydrogène comme combustible aux vitesses hypersoniques (diffusibilité élevée).

Température d'auto-inflammation de l'hydrogène et délais :

Température	$p = 0,5 \text{ atm}$	$p = 4 \text{ atm}$
500 °K	$5 \cdot 10^{-2}$	$10^{-4}$
1 000 °K	$6 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-5}$
2 000 °K	$5 \cdot 10^{-5}$	$10^{-6}$

La figure 21 montre quelques principes d'injection et de mélange utilisés dans une chambre supersonique :

- combustion après injection pariétale,
- combustion après décollement,
- combustion après choc.

Aux vitesses hypersoniques supérieures à Mach 7, des longueurs de chambre de 10 à 20 cm sont suffisantes en utilisant ces dispositifs. Aux vitesses inférieures - les températures statiques de l'écoulement étant plus basses - ces longueurs ne sont plus compatibles. Il

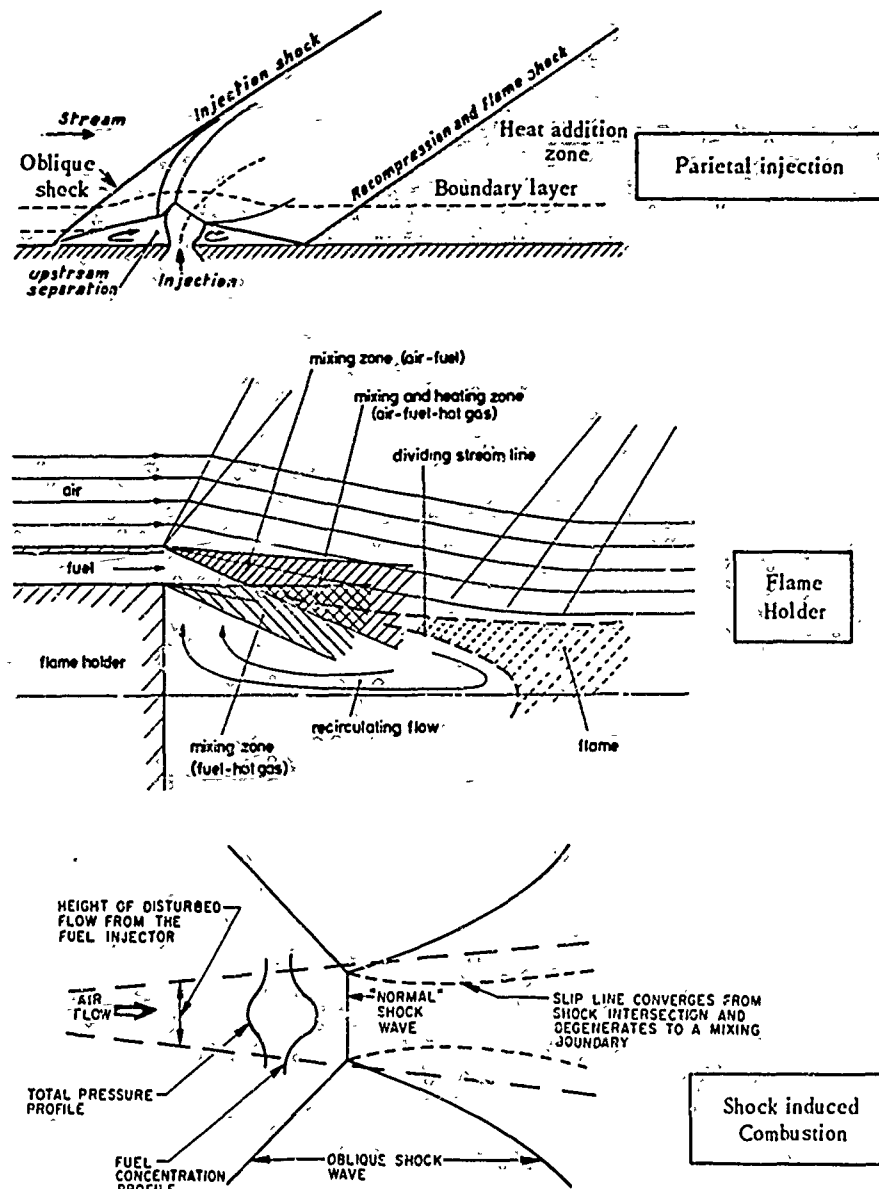


Fig. 21 - Technical injection - Supersonic combustion.

faut avoir recours à des artifices, catalyseurs, accroche-flamme ou réchauffe de l'hydrogène (par échange de chaleur avec les parois par exemple).

La figure 22 montre l'influence de la température sur la combustion de l'hydrogène pour différentes vitesses supersoniques.

#### 1.4.3 - Choix du combustible (fig. 23 et 24)

Mais si, - comme nous venons de le voir, - les qualités thermocinétiques et énergétiques de l'hydrogène semblent bien adaptées à la propulsion hypersonique, d'autres aspects peuvent intervenir dans le choix du combustible d'un véhicule hypersonique

- compacité (traînée minimale)
- stockabilité.

Ces deux critères pénalisent évidemment l'hydrogène masse volumique de  $H_2$  liquide  $\approx 0,07$  et température de stockage  $23^\circ K$ .

Le choix du combustible dépendra en premier chef des caractères de la mission

- accélération
- croisière
- type avion ou type missile.

#### Critère de choix

Pour un propulseur d'accélération, on prendra en considération les impulsions réduites

$$T_{i2} \approx 2000^\circ K$$

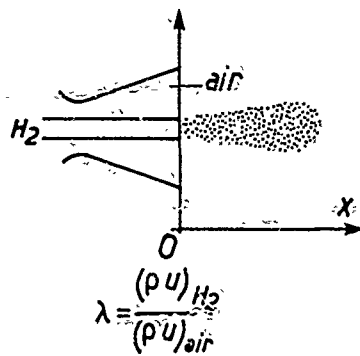
$$M_2 = 2.5$$

Supersonic combustion kerosene-air



Principe

Supersonic combustion hydrogen-air



$$\lambda = 0.025$$



$$\lambda = 0.053$$

$$M_{air} = 1.5$$

$$T_{i,air} = 1300^\circ K$$

$$T_{i,H_2} = 1000^\circ K$$

$$\lambda = 0.071$$



Fig. 22 - Supersonic combustion tests.

$$I'_s = I_s \left(1 - \frac{X}{P}\right)$$

$$\frac{X}{P} = \frac{\text{Trainée}}{\text{poussée}}$$

et pour la croisière l'impulsion spécifique.

Sur la figure 23, on a reporté le classement énergétique des combustibles en fonction des coefficients de poussée ou du coefficient  $\frac{C_x S}{A_0}$  du véhicule,  $A_0$  étant la section de captation de la prise d'air.

Le tableau de la figure 24 en donne les propriétés. Le méthane n'a pas été porté dans ce tableau, mais ses performances le situent un peu mieux que le kérosène. Toutefois signalons que sa masse volumique est peu élevée  $\approx 0,5$  et que son stockage liquide nécessite des réservoirs cryogéniques.

#### 1.4.4 - Éjecteur

C'est un des éléments importants du statoréacteur puisqu'il doit permettre de transformer l'énergie potentielle interne en énergie cinétique, avec une efficacité optimale.

##### 1.4.4.1 - Types d'éjecteurs

Sur la figure 25 on a représenté les principaux types d'éjecteurs qui peuvent être réalisés :

Type symétrique à divergent  
à corps central

Type dissymétrique  
généralement ce type d'éjecteur est incorporé à la cellule.

### Cruise Ramjet

Criterion:  $I_s$  (specific impulse)

$$I_s = \frac{\text{Thrust}}{\text{mass fuel rate}}$$

$$C_x = \frac{\text{Thrust}}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 A_0}$$

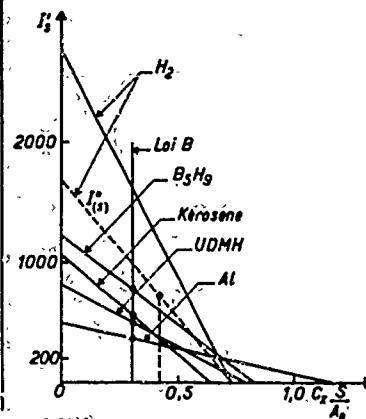
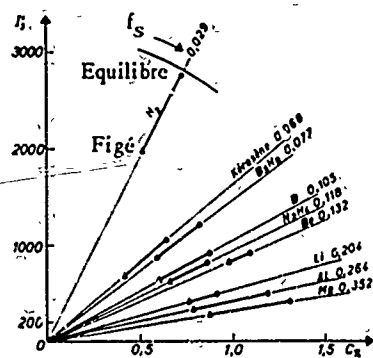
### Boost Ramjet

Criterion:  $I'_s$  (reduced impulse)

$$I'_s = \frac{P \cdot X}{g \cdot m_k} = I_s \left( 1 - \frac{X}{P} \right)$$

$$I'_s = f \left( \frac{S \cdot C_x}{A_0} \right)$$

$$\frac{S \cdot C_x}{A_0} = \frac{\text{Total drag}}{\text{Capture Area}}$$



Comparison of fuels

$M_0 = 7.0$   $\varphi = 1.0$

Classification

Fuels	H <sub>2</sub>	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	Kerosene	UDMH	Al
Cruise	1	2	3	4	5
Boost	2	1	3	4	5

Fig. 23 - Fuels - Comparison criteria

Combustible	Formule brute	Masse molaire	Conditions d'injection	Masse spécifique	Temp. fusion	Chaleur de fusion	T d'ébullition	Chaleur vaporisante	Chaleur spécifique à (1 °C)	Δ injection	Rapport de mélange $f_0 = \frac{m_c}{m_{air}}$	Pouvoir calorifique (H <sub>2</sub> O gaz)
		g/mole		kg/dm <sup>3</sup>	°C	kcal/kg	°C	kcal/kg	kcal/kg (1 °C)	kcal/kg	avec air	kcal
Kérosène	C <sub>12</sub> H <sub>26</sub>	174,268	$l - T_s$	0,80	~ - 60	-	120 à 300	60 à 70	0,5 (25° C)	~ 314,5	0,0676	10 350
Hydrogène	H <sub>2</sub>	2,016	$l - (T_s = 20,5 °K)$	0,07	- 259,1	-	- 252,8	108	10,64 (- 253° C) 0,45 (1- 500° C)	64,0	0,0292	28 720
Pentalurane	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>	64,172	$l - T_s$	0,66	- 16,8	-	58,5	121,9	0,57 (25° C)	289,8	0,0772	16 220
Hydrazine	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	32,95	$l - T_s$	1,011	1,1	-	113,5	312	0,75 (25° C)	567,0	0,1176	3 985
U.D.M.H.	C <sub>6</sub> H <sub>8</sub> N <sub>4</sub>	60,10	$l - T_s$	0,783	57,2	-	63,1	137,9	0,64 (25° C)	365,5	0,1101	7 160
Aluminium	Al	26,97	$s - T_s$	2,7	660	95,9	2 057	2 520	0,21 (25° C)	39,7	0,2639	7 230
Beryllium	Be	9,012	$s - T_s$	1,85	1 280	259	2 970	~ 8 200	0,60 (25° C)	140,8	0,1312	15 900
Bore	B	10,820	$s - T_s$	2,34	2 300	352	2 550	6 900	0,26 (25° C)	27,0	0,1050	14 120
Lithium	Li	6,910	$s - T_s$	0,53	186	99	1 336	1 680	0,81 (25° C)	242,5	0,2037	10 290
Hydruure de lithium	LiH	7,948	$s - T_s$	0,82	680	-	-	-	-	- 985 (1) - 2315 (2)	0,1166	11 780 (1) 9 920 (2)
Magnésium	Mg	24,32	$s - T_s$	1,72	650	95	1 107	1 295	0,27 (25° C)	70,0	0,3518	5 910
Combustants autre que l'air												
Oxygène liquide	O <sub>2</sub>	32,00	$l - (T_s = 116 °K)$	1,14	- 218,5	-	- 183	50,94	0,40 (- 183° C)	-	-	-

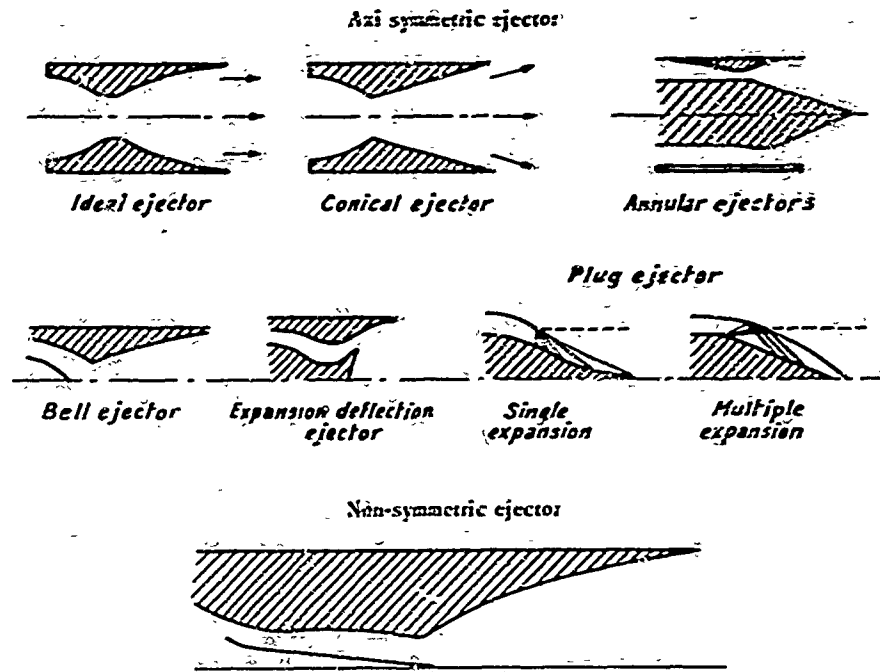
$T_s$  = Température standard (298,16 °K)

$l$  = liquide,  $s$  = solide,  $g$  = gaz

(1) Réf. M. Barrère.

(2) Réf. U.S.

Fig. 24 - Characteristics of fuels.



Typical ejector performance

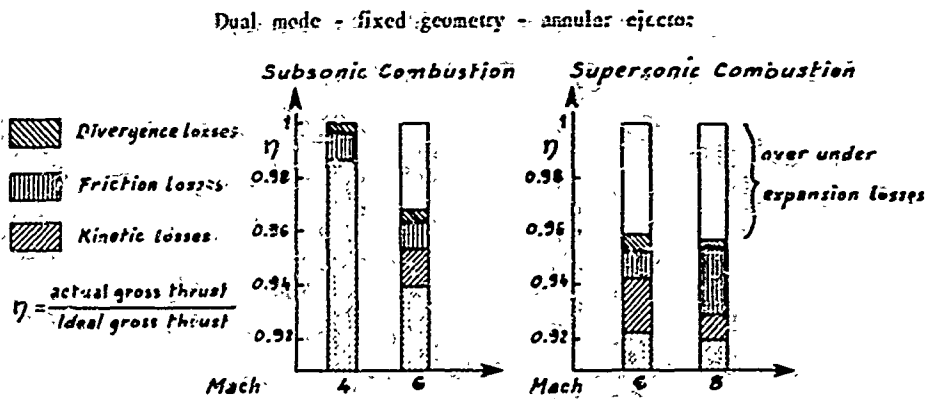


Fig. 25 - Different models of ejectors.

#### 1.4.4.2 - Adaptation

Pour un statoréacteur à géométrie variable, l'optimum des performances est atteint pour  $\frac{A_2}{A_1} \approx 5$ , ( $M_0 = 7$ )

En général, pour des raisons d'encombrement, on ne dépasse pas 3 (optimum assez plat).

#### 1.4.4.3 - Efficacité

L'efficacité de l'éjecteur prend une grande importance en propulsion atmosphérique hypersonique, du fait que la poussée dépend de deux termes de dynamiques dont la différence relative s'amenuise avec la vitesse. Un important travail de recherche et d'étude doit donc être effectué pour optimiser l'efficacité. La figure 26 donne la sensibilité des performances à l'efficacité de l'éjecteur en fonction de la vitesse de vol.

Cette grande sensibilité dans les performances montre le soin qu'il est nécessaire d'apporter à la conception des éjecteurs des propulseurs atmosphériques hypersoniques.

#### 1.5 - Structures et matériaux

Comme nous l'avons déjà vu lors de l'examen des missions de notre précédente conférence, l'utilisation des excellentes performances énergétiques des moteurs atmosphériques dépend en premier chef de l'art de savoir construire ses structures, avec des coefficients de construction acceptables malgré :

- la sévérité des contraintes mécaniques et thermiques
- la faible valeur du coefficient de poussée (moteur volumineux)

Résultat pour :  
 $\Delta V_s \approx 0,01 V_s \text{ theoretical}$

$\rho = \text{ideal thrust}$   
 (Isentropic expansion)

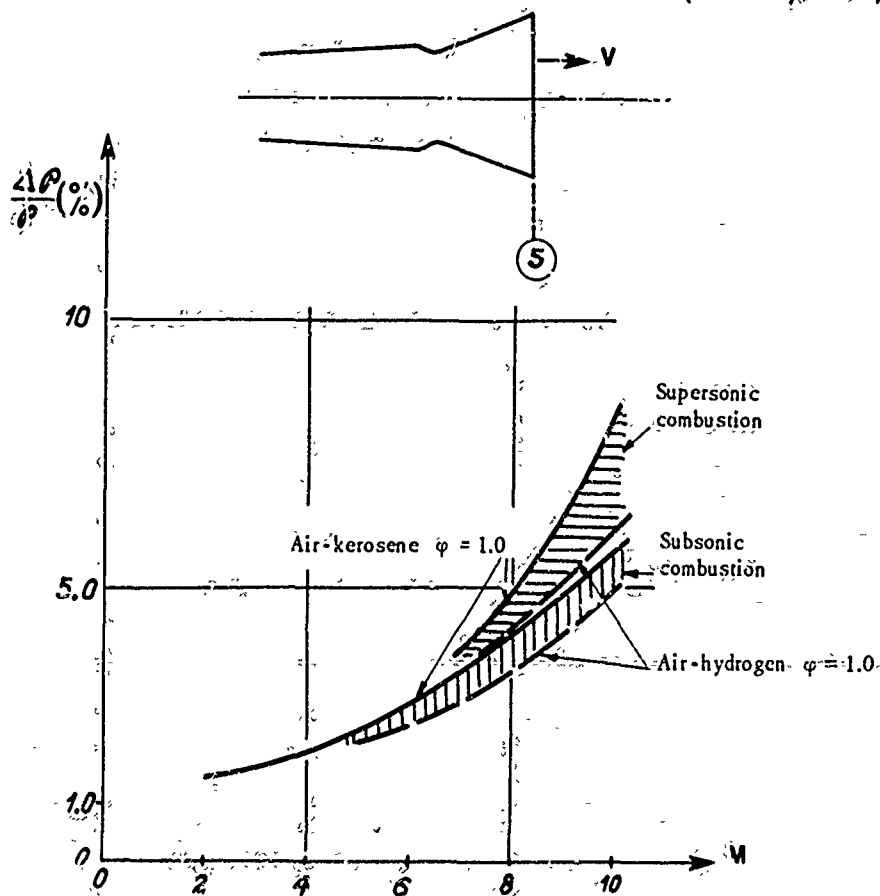


Fig. 26 - Ejector efficiency.

La conception de structures particulières, légères efficaces devrait être, à notre avis, le thème prioritaire de la recherche sur le moteur atmosphérique hypersonique pour les années à venir.

Du résultat de ces travaux dépend l'avenir de la propulsion aérobie en hypersonique.

La technique de conception dépendra du type de mission envisagé :

- missile non récupérable
- missile ou avion avec propulseur-récupérable.

La figure 27 montre à titre d'exemple, la mission thermique des propulseurs aérobie évoluant dans le corridor de vol et les possibilités des matériaux réfractaires envisagés pour l'accomplissement de cette mission.

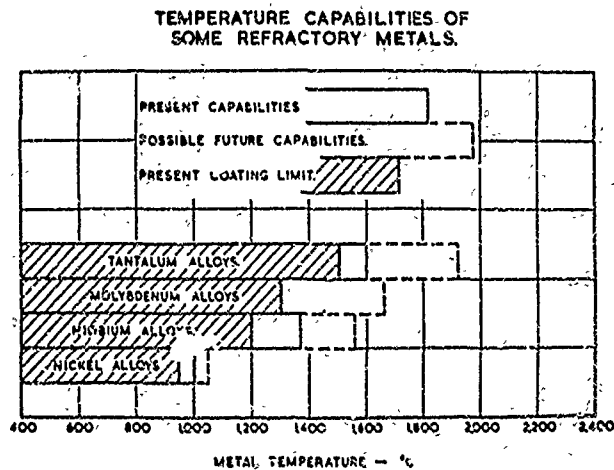
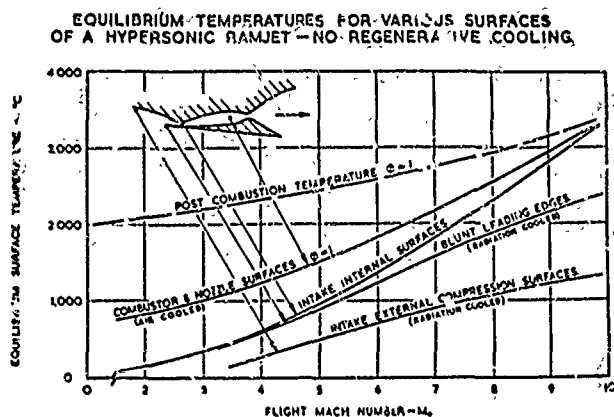


Fig. 27 - Structures, Temperatures and materials of : N.R. Harving

Lorsque les caractéristiques de ces derniers ne sont plus suffisantes, il faut avoir recours à d'autres solutions de conception, le choix dépendant de la durée de la mission.

### 1.5.1 - Propulseur non réutilisable ou courte durée

La meilleure solution est sans aucun doute l'utilisation de l'"ablation" ou de murs thermiques retardateurs. Le choix dépendra du degré de sévérité de la mission.

### 1.5.2 - Propulseur réutilisable, ou longue durée

Pour les missiles à durée prolongée et les propulseurs réutilisables (lanceurs, avions) il faudra avoir recours à des techniques plus élaborées.

L'utilisation des combustibles "cryogéniques", tels que l'hydrogène, le méthane ou des combustibles mettant en œuvre des qualités refroidissantes, telles que chaleur spécifique élevée ou réaction endothermique de décomposition importante avant la combustion, sont à conseiller (fig. 28).

Exemple : propriétés cryogéniques de  $H_2$

chaleur latente de vaporisation = 450 kJ/kg

$C_p \approx 15 \text{ kJ/kg} \cdot ^\circ\text{K}$  - ( $100 < T \cdot ^\circ\text{K} < 800$ )

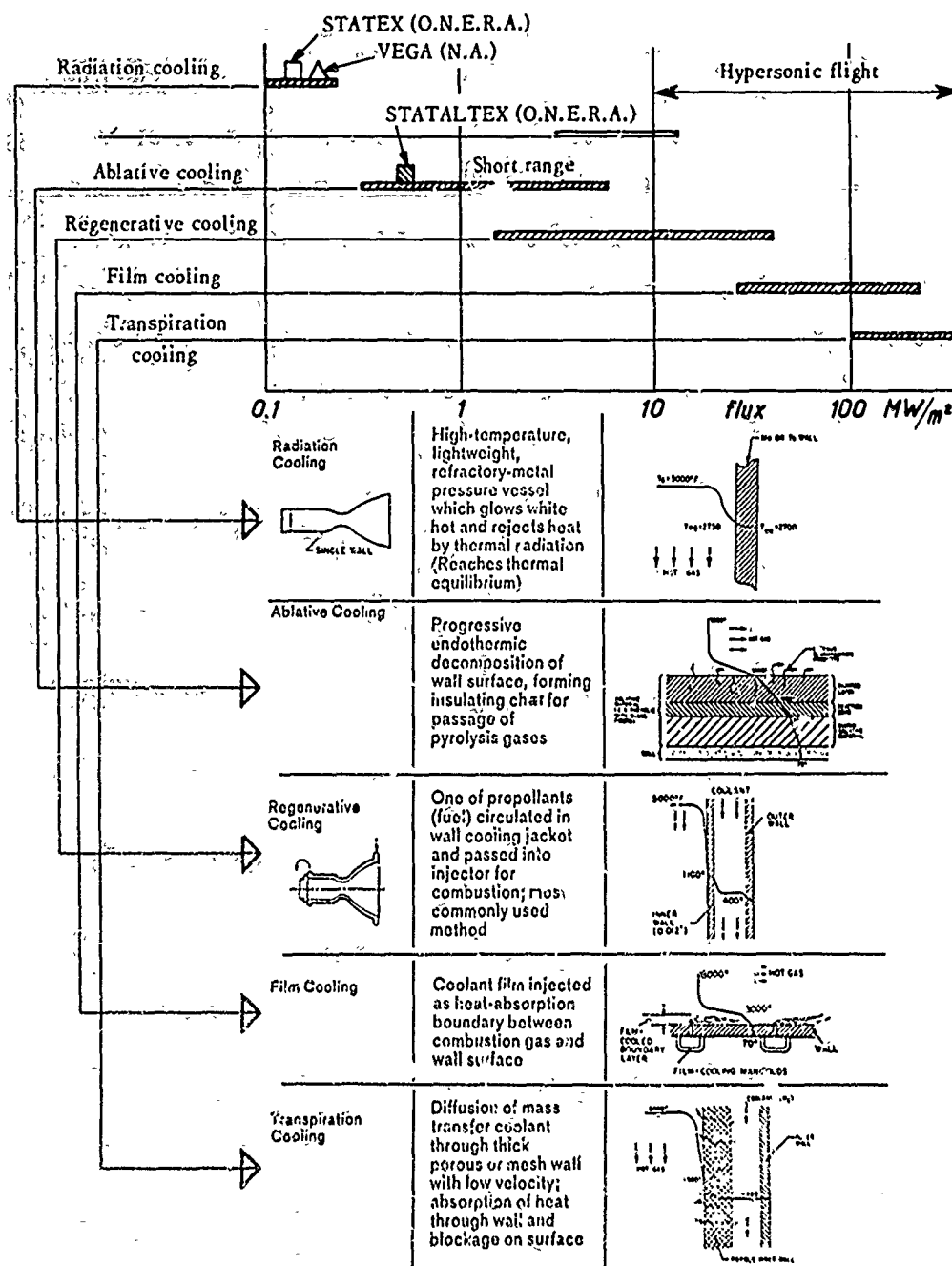


Fig. 28 - Structures - C. ling.



## II - LES PERFORMANCES

### II,1 - Equations générales

Le bilan propulsif est la résultante des forces internes et externes exercées sur les parois du propulseur. Nous ne nous occuperons ici que des forces internes.

Il est commode d'appliquer le théorème des quantités de mouvement entre le tube de courant capté à l'infini amont et la section finale d'éjection. On définit ainsi la *poussée conventionnelle*

$$P = A_5 (p_5 + \rho_5 V_5^2) - A_0 (p_0 + \rho_0 V_0^2) - p_0 (A_5 - A_1).$$

C'est en fait comme le montrait la figure 7, une poussée majorée, puisqu'il faut lui retirer l'intégrale des pressions sur la surface projetée du tube de courant non matérialisé par la carène.

Cette intégrale de traînée s'appelle la résistance additive.  $C_{xa}$  s'annule lorsque la prise d'air est adaptée. La poussée réelle est donc égale à

$$P = R_a.$$

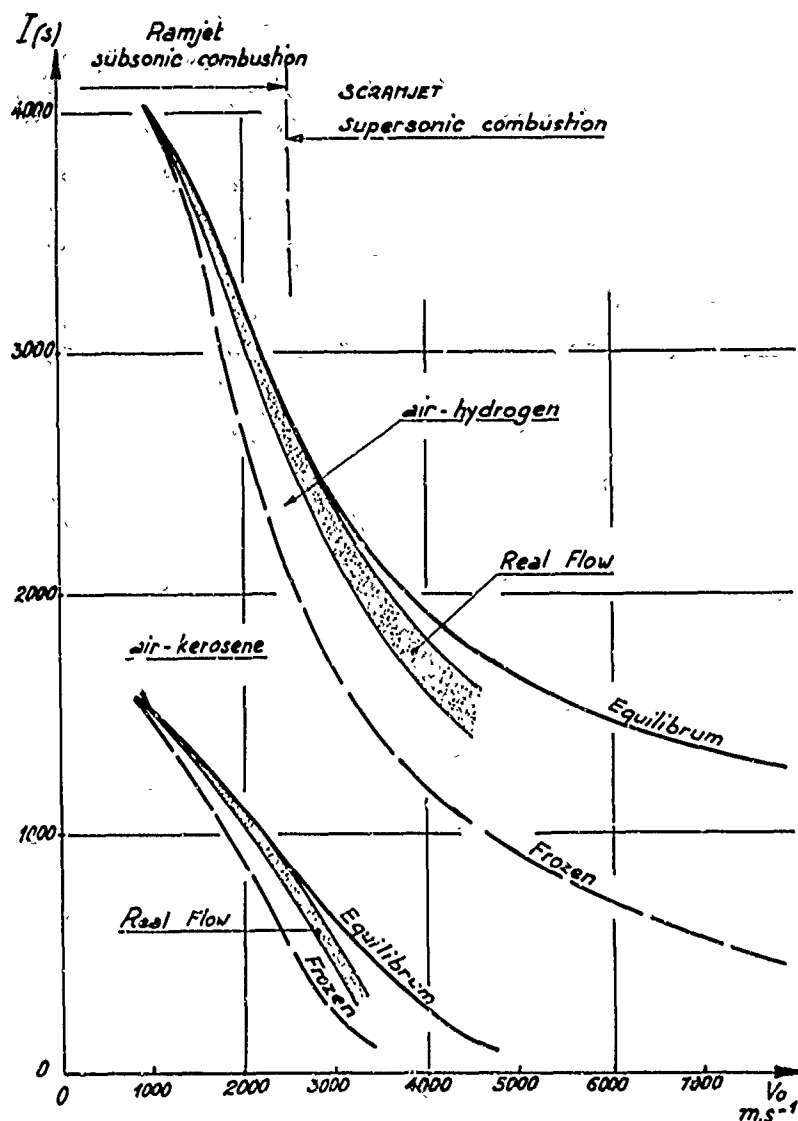


Fig. 29 - Ramjet specific impulse. (Equilibrium flow - Frozen flow - Real flow)

Il est comme se d'utiliser les coefficients suivants :

$$C_M = \frac{P - P_a}{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_0^2 \cdot A_1} ; \quad I_{s \text{ combustible}} = \frac{P - P_a}{g \cdot \dot{m}_k (\text{combustible})}$$

$$I_{s \text{ air}} = \frac{P - P_a}{g \cdot \dot{m} (\text{air})}$$

Ces coefficients dépendent non seulement des conditions de vol mais aussi de l'augmentation d'entropie due aux pertes d'efficacité de prise d'air et de combustion, comme nous l'avons vu précédemment.

La figure 29 donne les impulsions spécifiques optimales des statoréacteurs à hydrogène et kérosène.

### 11,2 - Sensibilité à la richesse

Sur les figures 30 et 31, on montre l'influence de la richesse de combustible sur les performances, en régime figé et d'équilibre pour le statoréacteur conventionnel.

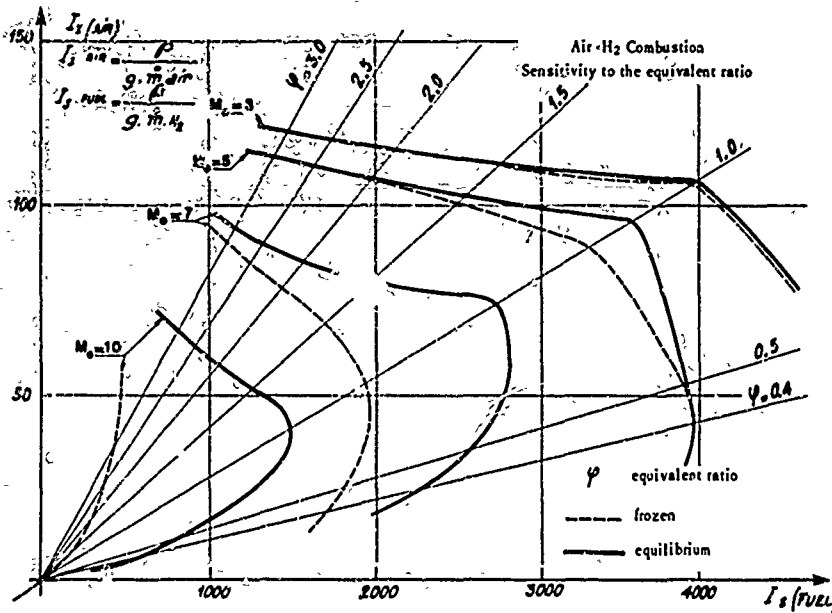
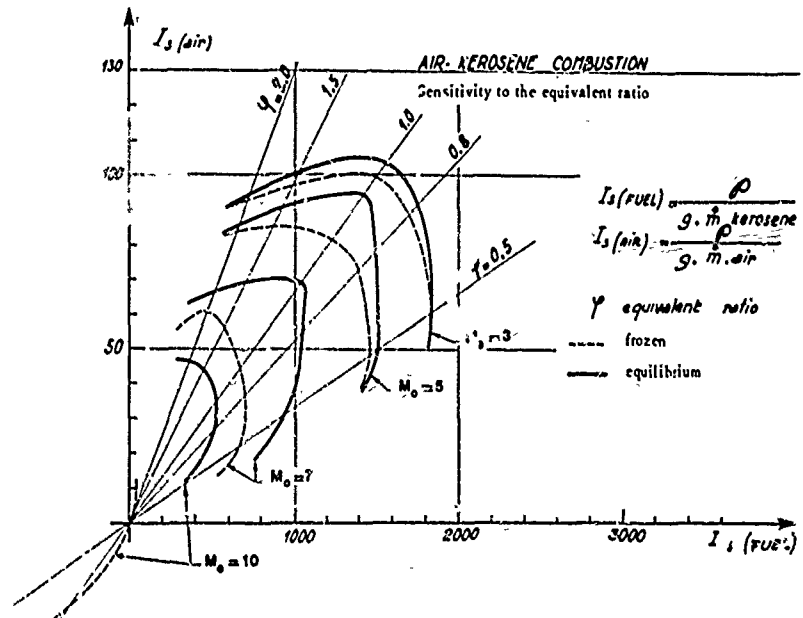


Fig. 30 - Subsonic combustion ramjet.

Fig. 31 - Subsonic combustion ramjet.



### 11,3 - Sensibilité à la prise d'air et à la combustion

Elles sont données par la figure 32.

# II.4 - Sensibilité au taux de détente

La figure 33 donne un exemple.

Fig. 32 - Performance. Sensitivity to efficiency (air intake + combustion)

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} (\%) = \frac{\Delta \text{Thrust}}{\text{Thrust}}$$

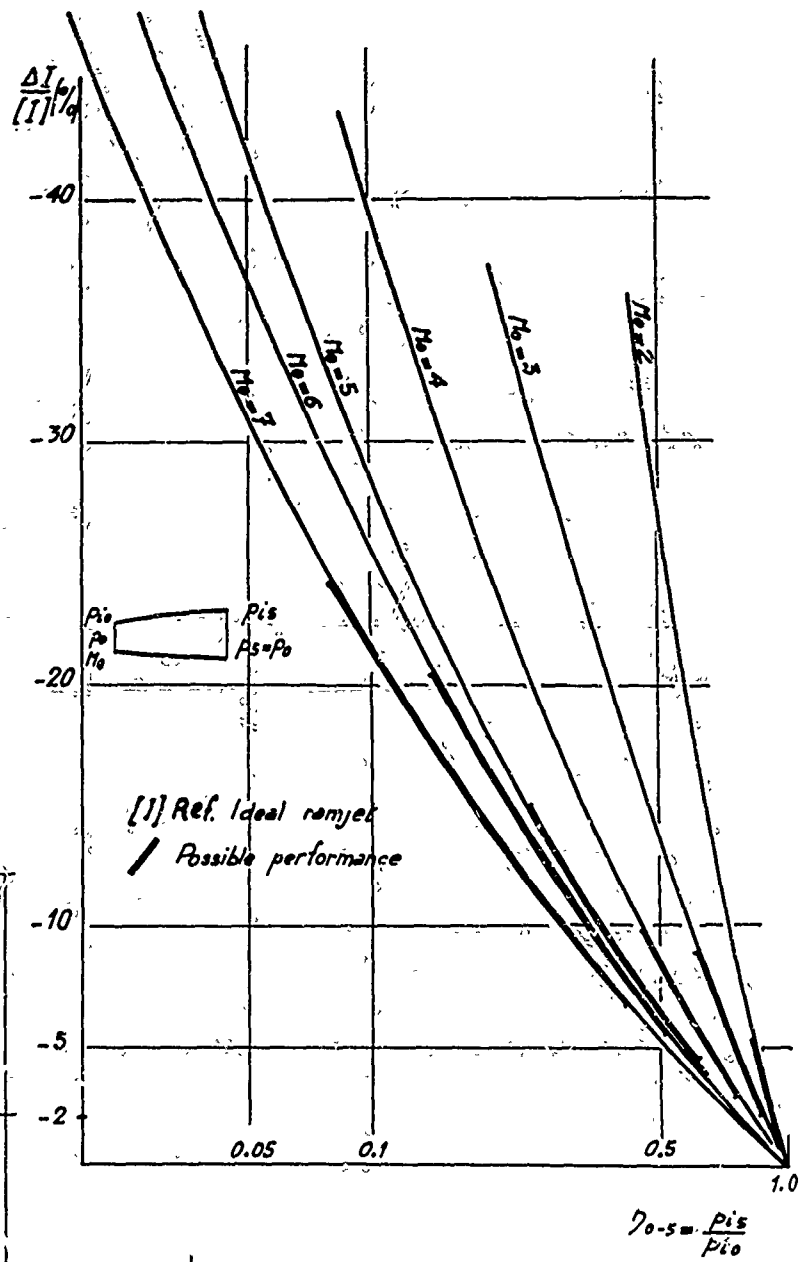
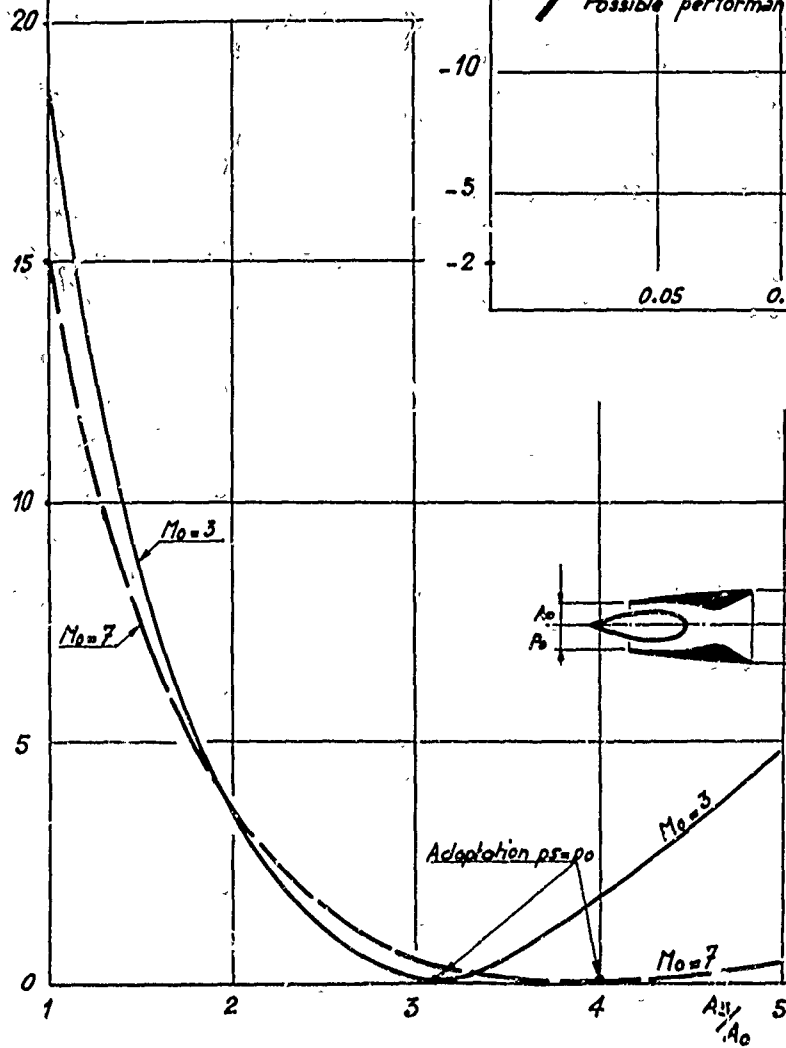


Fig. 33 - Performance. Sensitivity to the expansion rate (air + kerosene  $\phi = 1.0$ )

### 11,5 - Géométrie variable et géométrie fixe

Les performances établies précédemment correspondent au statoréacteur conventionnel, adapté. Sa géométrie d'entrée et de sortie doit être variable et correspondre aux lois d'évolution des sections indiquées sur la figure 34, ce qui implique des difficultés technologiques de réalisation compte tenu des températures et des flux propres à l'ypersonique.

Si la géométrie reste fixe, les performances sont pénalisées comme le montre la figure 35.

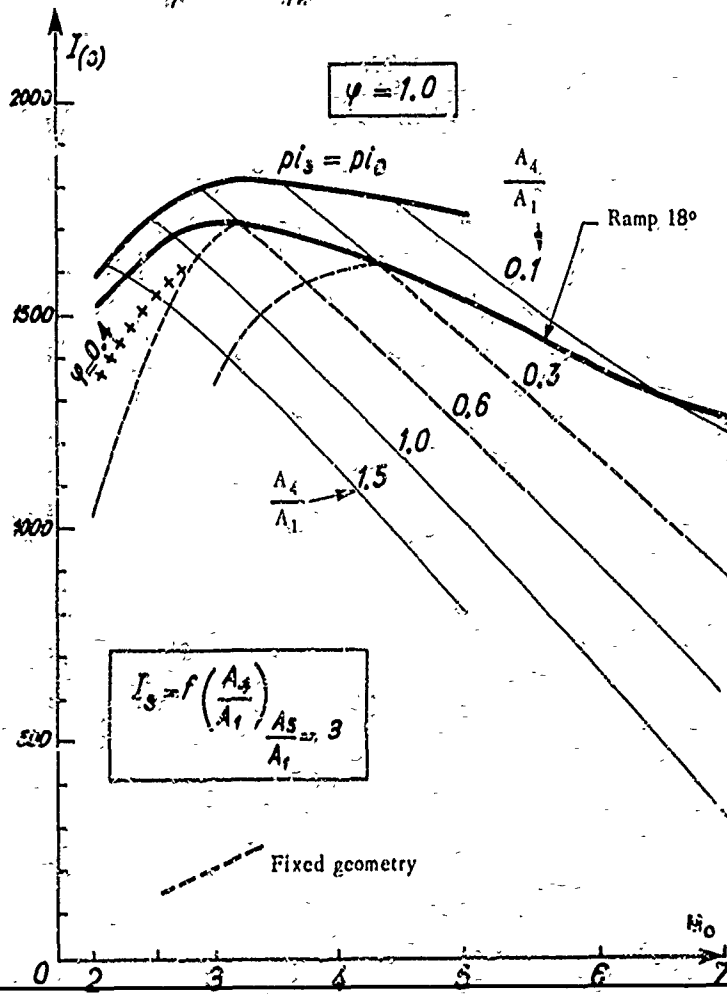
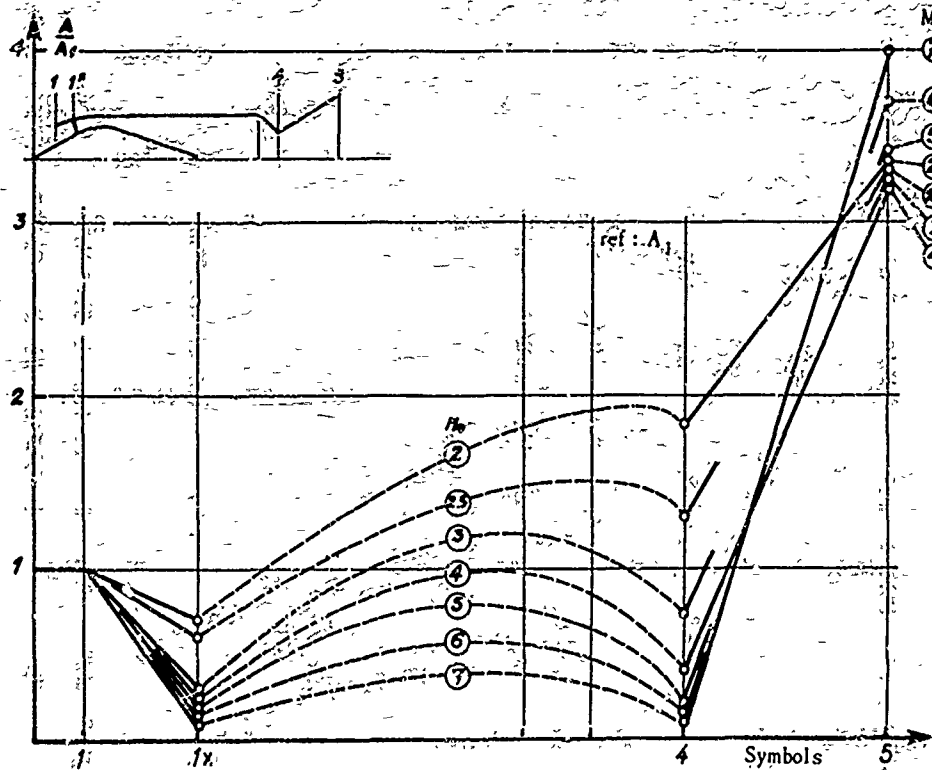


Fig. 34 - Variable geometry of an adapted ramjet.

Air intake ramp 18° - Subsonic combustion  $\phi = 1$ .

Fig. 35 - Fixed-geometry performance.

### III — APPLICATIONS

Les missions hypersoniques du propulseur atmosphérique ont été évoquées lors de notre première conférence.

L'utilisation opérationnelle de ces propulseurs nécessite au préalable des efforts de recherches techniques et technologiques très importants.

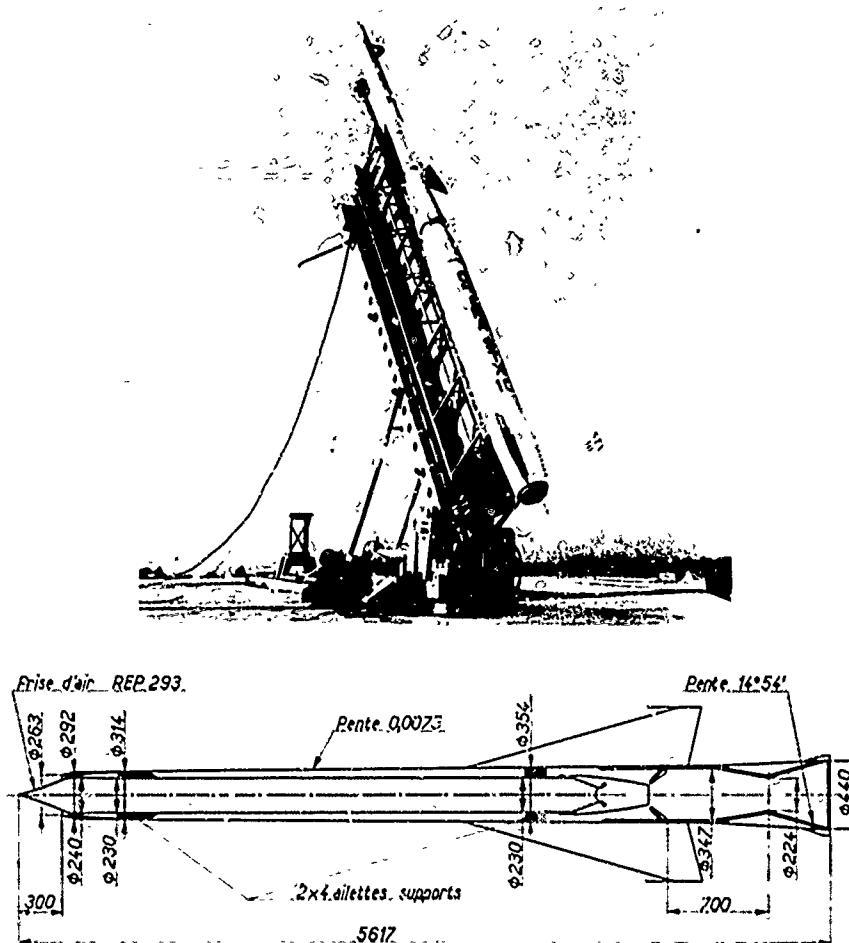
Quelques réalisations, à caractère expérimental, ont été développées en France et à l'étranger. Elles concernent :

- le statoréacteur conventionnel.
- le statoréacteur à combustion supersonique.
- le statoréacteur à combustion mixte.

Voici quelques exemples.

#### III,1 — Statoréacteur conventionnel "STATALTEx"

C'est un statoréacteur à combustion subsonique et à géométrie fixe, étudié pour fonctionner entre Mach 3 et Mach 6. Il est lancé par un propulseur à propergol solide (fig. 36).



Internal geometry of «Staltex»

Fig. 36 - Staltex 3 - M < 6

#### Description

Il utilise le kérosène comme combustible, la prise d'air est du type "à pointe évolutive". L'injection s'effectue par pulvérisation sur l'accroche flamme oblique. La chambre de combustion est à chambre pilote (fig. 37). La mise à feu est commandée par un dispositif pyrotechnique.

Le tube de flamme de type "ablation" se termine par un éjecteur tronconique (fig. 38).

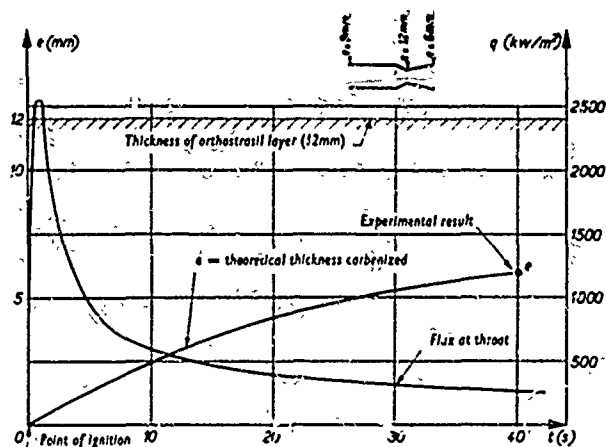
## Air intake



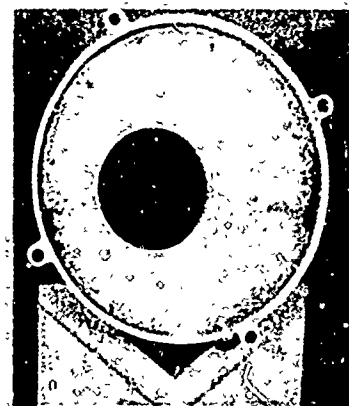
Fig. 37 - Stotaltex.



Flameholder, Injectors, Pilot chamber  
(flame tube removed)



Heat Flux at the Throat of the Exhaust Nozzle Made of Orthostral  
(Simulation Experiment at Palaiseau); Carbonized Layer Thickness (at the Throat).



Exhaust Nozzle Made Out of Orthostral.

Fig. 38 - Stotaltex.

## Performances

Le domaine de vol exploré, avec fonctionnement correct, couvre le domaine Mach 5 et 40 km d'altitude (fig. 39).

La durée de fonctionnement n'excède pas 60 secondes.

## Chambre de combustion

La figure 40 montre les impulsions spécifiques déduites du vol et les pertes dues au fait que la géométrie de prise d'air et d'éjecteur reste fixe au cours du vol.

## Prise d'air

Le fonctionnement est toujours supersonique

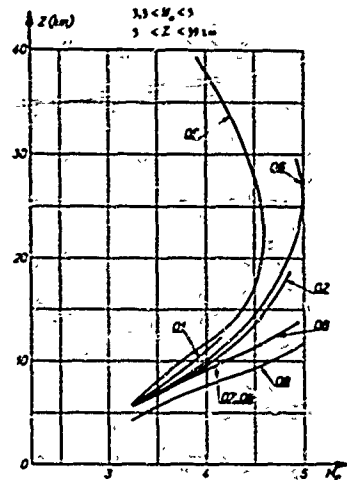
$$\eta_d < \eta_d^* \quad \text{comme le montre la figure 40.}$$

## III.2 - Statoréacteur à combustion supersonique

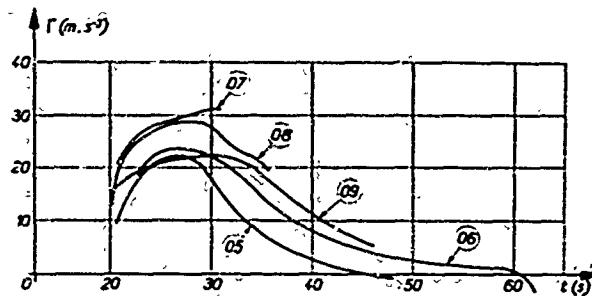
A notre connaissance, aucun résultat n'a encore été publié sur des vols de statoréacteur à combustion supersonique. Les résultats restent classifiés.

Signalons cependant deux recherches qui peuvent être mentionnées :

- une étude canadienne de Mac Gill University sur un statoréacteur Mach 7,

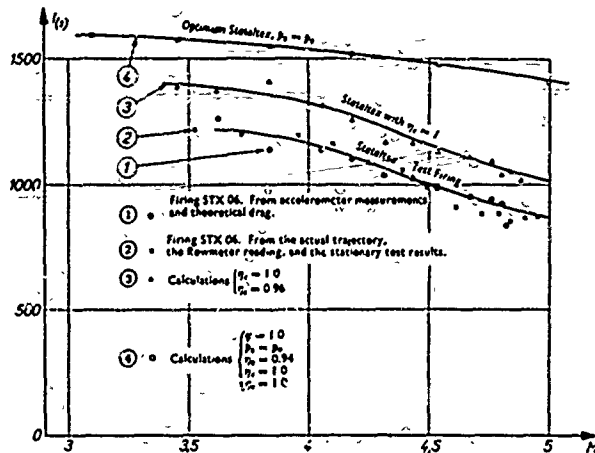


Range of Flight Explored in Ramjet Propulsion



Acceleration Trends: Average Values According to Measurements Telemetered from the Accelerometer.

Fig. 39 - Statoréacteur.



Comparison of Specific Impulses from Flight Tests and Calculation (STX 06).

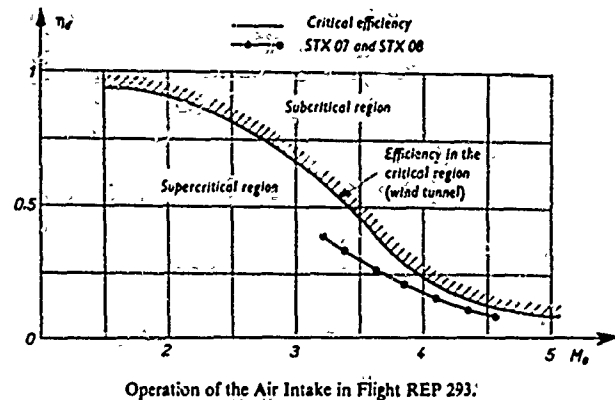


Fig. 40 - Statoréacteur.

### III,2.1 - Étude de Mac Gill University

C'est un statoréacteur expérimental lancé par canon qui doit s'accélérer de Mach 5 à Mach 7.

La prise d'air est d'un type particulier, constituée par des modules auto-amorçables. Le combustible, le triéthylaluminium, a été choisi pour ses qualités d'auto-inflammabilité (fig. 41).

### III,2.2 - Statoréacteur à deux-modes - combustion subsonique puis supersonique

L'emploi de ce type de propulseur semble très intéressant pour les applications hypersoniques puisqu'il permet d'obtenir des performances valables en utilisant une géométrie fixe. La technologie se trouve considérablement simplifiée.

Des études de faisabilité sont en cours de développement à la NASA (Garret Corporation) et en France (ONERA).

Ce propulseur en nacelle utilise soit de l'hydrogène, soit un hydrocarbure (préparé et préchauffé dans un générateur).

La figure 42 schématise le principe de l'un de ces propulseurs.

La prise d'air axisymétrique est étudiée pour être compatible avec les combustions subsonique ou supersonique.

En régime subsonique, jusqu'à la vitesse de Mach 5,5, la combustion est stabilisée par un accroche-flamme du type "jet de gaz". La stabilisation de la flamme est nécessaire pour les faibles vitesses de vol (températures  $T_2$  d'écoulement peu élevées).

En régime de combustion supersonique la stabilisation fluide est supprimée (fermeture d'une vanne) ; l'apport de chaleur est alors effectué dans une section de canal correspondant à l'augmentation d'entropie minimale.

La section minimale de l'éjecteur est sonique durant la phase de combustion subsonique, puis supersonique en phase de combustion supersonique. La compatibilité de ces conditions dépend évidemment d'un choix convenable de l'évolution des sections internes.

Les performances théoriques de ce propulseur sont celles de la figure 43.

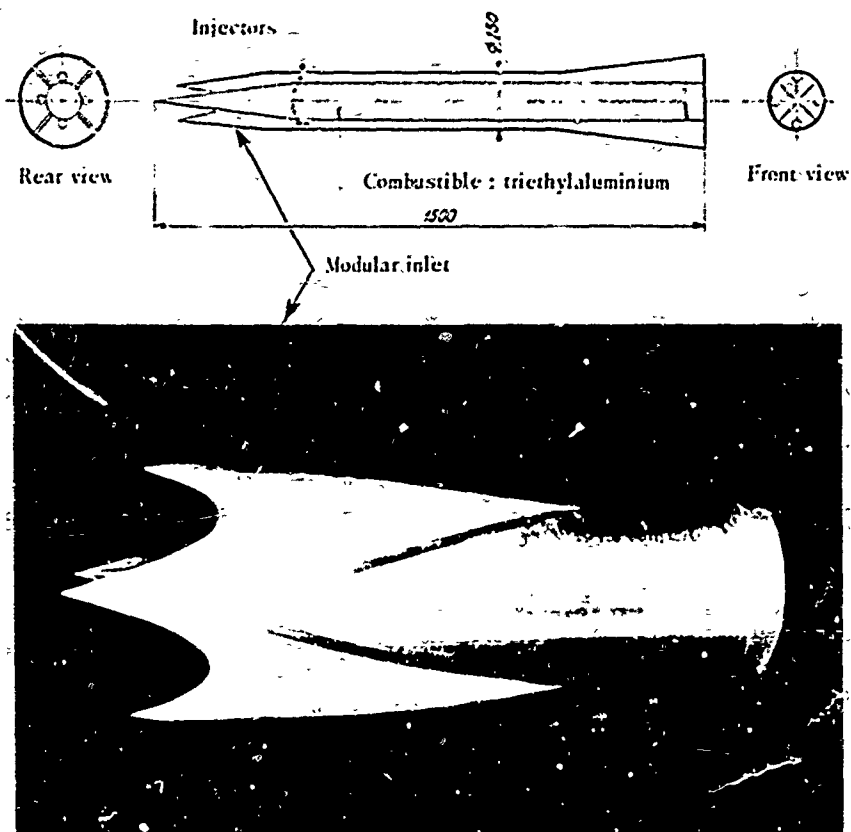
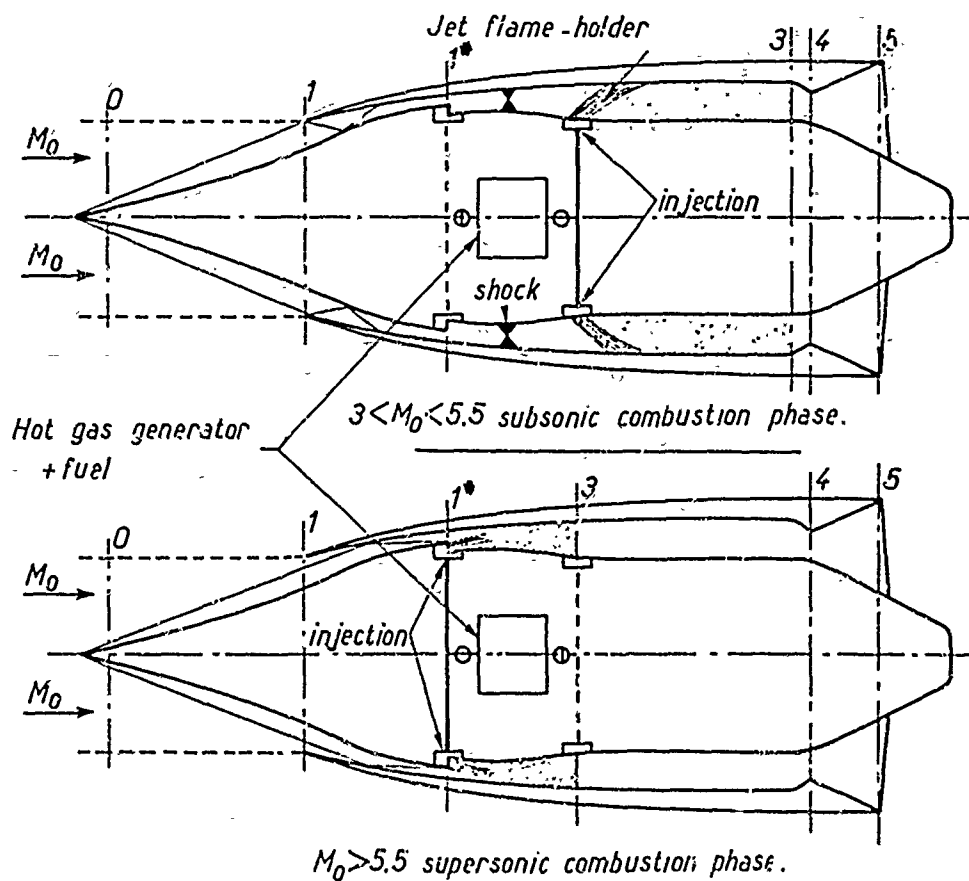


Fig. 41 - Hypersonic ramjet Mc Gill University Montréal.





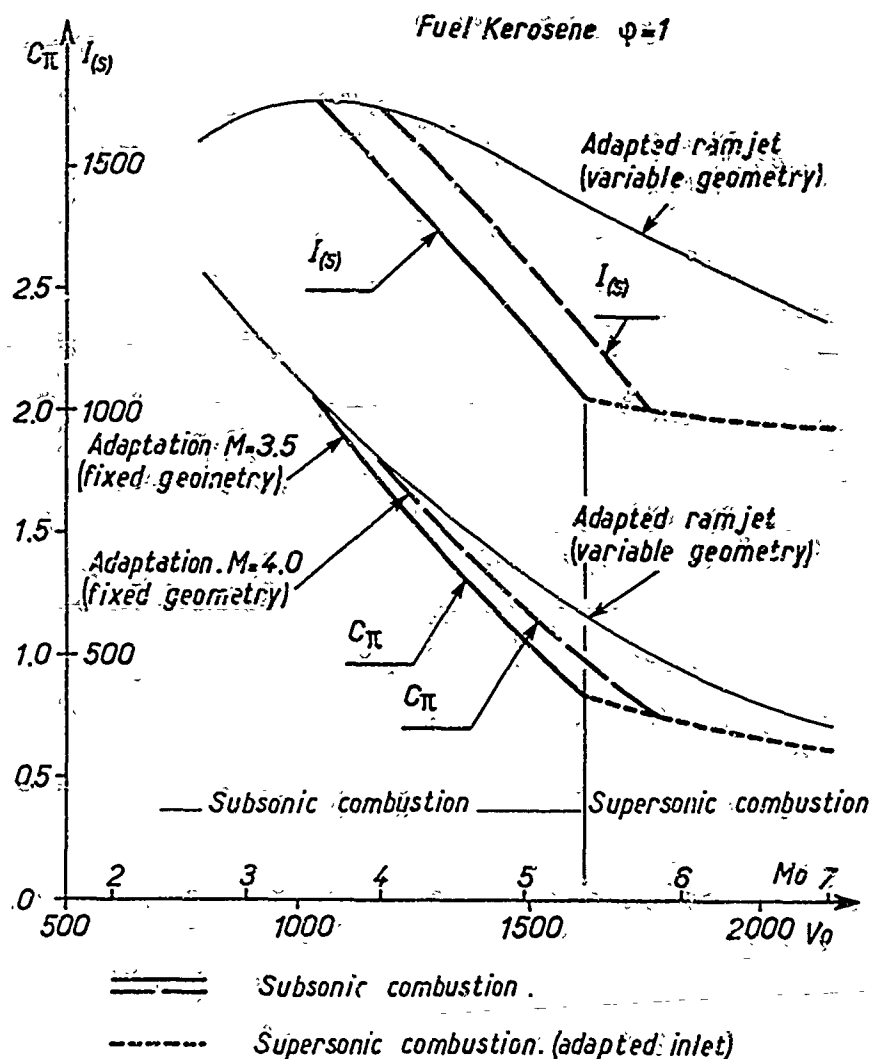


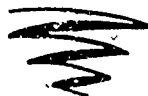
Fig. 43.-Ramjet using dual mode combustion and fixed geometry.

**Remarques**

On peut adapter la prise d'air, soit à Mach 3,5 ou à Mach 4 par exemple, de manière à donner plus de poids à un certain domaine de vitesse au cours de la phase d'accélération (bilan de la mission) comme le montre la figure 43.

L'avantage de la combustion supersonique est évident. La dégradation des performances due à la géométrie fixe en phase de combustion subsonique est stoppée lorsqu'on passe en combustion supersonique.

En conséquence, l'utilisation de ce type de propulseur, nécessite une mission avec vol accéléré, suivi d'un vol de croisière à vitesse hypersonique.



## CONCLUSION

Ce rapide examen de la propulsion atmosphérique des véhicules hypersoniques nous a mis en présence des séduisantes performances énergétiques de ce mode de propulsion dégradées quelque peu par les difficultés d'une technologie non acquise à ce jour.

Nous sommes encore loin du Scramjet, lanceur de satellites de notre première conférence qui injectait en orbite plus de 40 % de sa masse au départ. En fait, comme nous venons de le voir, les véritables problèmes ne sont pas dans le mode de combustion de ce type de propulseur mais essentiellement dans sa technologie de réalisation.

Compacité, fiabilité, légèreté, telles devaient être les grandes activités de recherche d'aujourd'hui et de demain sur le propulseur atmosphérique hypersonique. Souhaitons qu'à l'horizon des années à venir nous assistions au développement d'un véhicule expérimental de grande dimension, précurseur indispensable à l'épanouissement de cette technique originale.

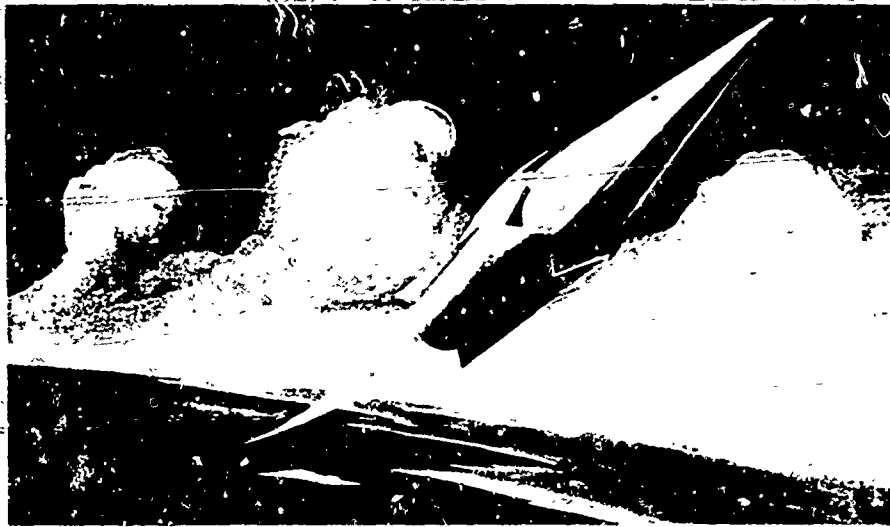


Fig. 44 - Scramjet.

AM

## RÉFÉRENCES

### AIR-INTAKE

- FARS Ione D. - "Supersonic inlets". - AGARDograph 102 (May 1965).
- CARRIERE P. - "Prises d'air, jets, résistance de culot". Cours professé à l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique - Paris.
- LAFFERTY G.F. Mac - "Hypersonic inlet studies at UAC research laboratories". 4<sup>th</sup> AGARD Combustion and Propulsion Colloquium Milan (April 1960).
- KARANIAN A.J. and KEPLER C.E. - "Experimental inlet investigation with application dual-mode Scramjet". A.I.A.A. paper 65-588 - A.I.A.A. propulsion joint specialist conference, Colorado Springs, Colorado (June 14-18 1965).
- LEYNAERT J. - "Prise d'air pour le vol à Mach 7". Communication présentée au V<sup>e</sup> Colloque d'Aérodynamique Appliquée de l'AFITAE. Poitiers 6-8 novembre 1968. T.P. ONERA n° 658 (1968).

### COMBUSTION

- FERRI A. - "Supersonic combustion technology". AGARD Lecture Series on Supersonic Turbo-Machinery. Varese - Italy (May 1967).
- STULL Frank D. - "Scramjet combustion prospects". Aeronautics and Astronautics (December 1965).

### COMBUSTIBLES

- CRAMPEL B. - "Chimie des constituants de propergols. Note Technique ONERA n° 113 (1967).
- HUET C. - "Etude comparative des combustibles pour un premier étage de lanceur atmosphérique". T.P. ONERA n° 497 (1967).
- FULTZ J.R. - "Futur Air Force requirements for hydrocarbon fuels". National Aeronautic and Space Engineering and Manufacturing Meeting Los Angeles (9-13 October 1961). Society of Automotive Engineers, Inc. New-York.
- MOLDERS Amin N.F. - "Performance comparison of Gun launched Scramjets for various fuels". Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 4, n° 8, (August 1967).

### NOZZLES

- CARRIERE P. - "Visious effects on propulsion nozzle short course on Internal aerodynamics of rocket engines". Karmann Institute for Fluid Dynamics - Rhodé St Genesé (21 April 1966).
- CARRIERE P. - "Exhaust nozzles". AGARD Lectures Series on Supersonic Machinery. Varese (Italy - May 1967)
- GAEDE A.E. and LOPEZ H.S. - "Selection of nozzle contours for research scramjet engine". AIAA paper n° 67-453. AIAA 3<sup>rd</sup> Propulsion Joint Specialist Conference Washington DC (July 17-21 1967).

### COOLING

- SUTTON G.B., WAGNER WLR. and SEADER J.D. - "Rocketdyne north american aviation. Advanced cooling techniques for rocket engines". Astronautics and Aeronautics, (January 1966).
- DRAKE John - "Hypersonic ramjet development". 4<sup>th</sup> AGARD Combustion and Propulsion Colloquium Milan (April 1961).

### SYNTHESIS PROBLEMS

- AVERY W. and DUGGER G.L. - "Hypersonic airbreathing propulsion". Astronautics and Astronautics, (June 1964).
- BOURGEOIS J.P. et CHICHE F. - "Quelques problèmes aérodynamiques liés à la propulsion d'un avion hypersonique". T.P. ONERA n° 416 (1966). Communication présentée au 3<sup>ème</sup> Colloque d'Aérodynamique Appliquée à l'AFITAE Marseille-Isres (8-10 novembre 1966).
- MARGUET R. et HUET C. - "Recherche d'une solution optimale de statoréacteur à géométrie fixe, de Mach 3 à Mach 7, avec combustion subsonique puis supersonique. T.P. ONERA n° 656.E (1968), translated in English. English translation of a paper presented at the 4<sup>th</sup> AFITAE Applied Aerodynamics Colloquium Poitiers (6-8 November 1968).

### FLIGHT TEST

- MARGUET R. - Etude et essais en vol d'un statoréacteur expérimental à Mach 5". N.T. ONERA (1966).
- MOLDER Valenti A.M. and SALTER G.R. - "Gun launching supersonic combustion ramjets". Astronautics and Aerospace Engineering (December 1963).

## PARTIE 4

## PROBLÈMES AÉRODYNAMIQUES

par

René CÉRÉSUELA

## I - INTRODUCTION

Parmi les problèmes aérodynamiques des véhicules aériens capables de voler aux vitesses hypersoniques, ceux relatifs aux caractéristiques aérodynamiques des formes géométriques simples, telles que les cônes, les plaques planes ou les nez sphériques se sont vu consacrer une grande attention, et il existe une grande masse de travaux publiés.

Ici l'intérêt est concentré sur les problèmes aérodynamiques de véhicules complets, et plus spécialement sur ceux soulevés par les caractéristiques de structures légères, de grandes dimensions, comportant de volumineux moteurs.

Dans les limites de ce chapitre il n'est pas possible de faire plus qu'indiquer les problèmes que l'on peut attendre, lorsqu'on dispose d'exemples; leur revue n'est donc pas complète. Elle ne saurait d'ailleurs l'être car c'est un fait constant d'expérience, que de nombreux problèmes aérodynamiques sont découverts au cours des essais en vol.

On commentera successivement :

- les problèmes généraux de finesse et de stabilité
- ceux liés aux conceptions d'avions à propulsion atmosphérique
- ceux particuliers aux projets, récemment proposés, de navette spatiale (Space Shuttle.)
- ceux liés à l'aéroélasticité
- enfin ceux soulevés par la prédiction de l'échauffement et l'efficacité de gouvernes

On donnera enfin quelques chiffres relatifs aux coûts de différents systèmes aérospatiaux, qui éclairent les tendances actuelles vers des vaisseaux récupérables.

## II - PROBLÈMES GÉNÉRAUX

Les chapitres précédents ont montré qu'un projet d'avion hypersonique souffre d'une grande sensibilité à différents paramètres tels que l'efficacité de structure ou de propulsion, ou que la finesse aérodynamique maximale. Cette dernière est beaucoup d'un auteur à l'autre, faute de valeurs expérimentales publiées. La figure 1 compare les finesses maximales considérées dans des études générales par Ferri et Heldenfels - voir les références dans [1] - et celles obtenues en soufflerie par l'ONERA, sur une forme très schématisée avec une aile très mince (profil NACA64A002,5) et dépourvue de toute gouverne ou de tout moteur. Les finesses aérodynamiques mesurées sont nettement inférieures à celles estimées par les auteurs ci-dessus, on peut s'attendre, dans le cas de formes complètes, à un désaccord encore plus accentué.

On pourrait objecter que sur les projets actuels de transports supersoniques les finesses mesurées des dernières formes perfectionnées sont supérieures aux premières valeurs expérimentales obtenues sur les premières formes. Ces accroissements de finesse ont été obtenus en faisant subir aux ailes des courbures longitudinales, des vrillages en envergure, et des cambrures coniques des régions de bord d'attaque, et par la meilleure application possible de la loi des aires; les formes retenues doivent réaliser le meilleur compromis entre l'adaptation au Mach de croisière et les qualités aérodynamiques voulues aux autres vitesses de vol.

Dans le cas d'un avion Mach 3 tel que le XB70A, on a tiré plein parti de l'interaction favorable entre l'énorme carène motrice et l'aile. Mais on sait que cette disposition, préconisée par A. Eggers, sur la base de la théorie linéaire, n'apporte pas de bénéfice appréciable aux grands nombres de Mach.

Ce point est illustré par la figure 2 extraite d'une revue d'essais effectués au centre de la NASA à Langley par Becker [1]; un écart très net apparaît au delà de Mach 3 entre les prévisions théoriques et les mesures. On constate même qu'au delà de Mach 7 l'interaction



Une autre série de mesures a été réalisée par le même auteur [2] à  $M = 0,6$  sur des conduites en air des ailes en écoulement à double passage, sans aubes, pour des angles de profile en simple et double sens. Les courbes indiquées de la figure 2, les finesses mesurées s'accroissent très vite lorsque on les porte en fonction du coefficient de "rugosité"  $\frac{1}{S}$ . Ces indications, auxquelles il faut joindre la difficulté d'obtenir les ailes simples d'un angle important pour la suite des conduites écoulements, nous ont permis de réaliser aux vitesses les plus faibles les aménagements de finisse d'écoulement à Mach 2 ou 3.



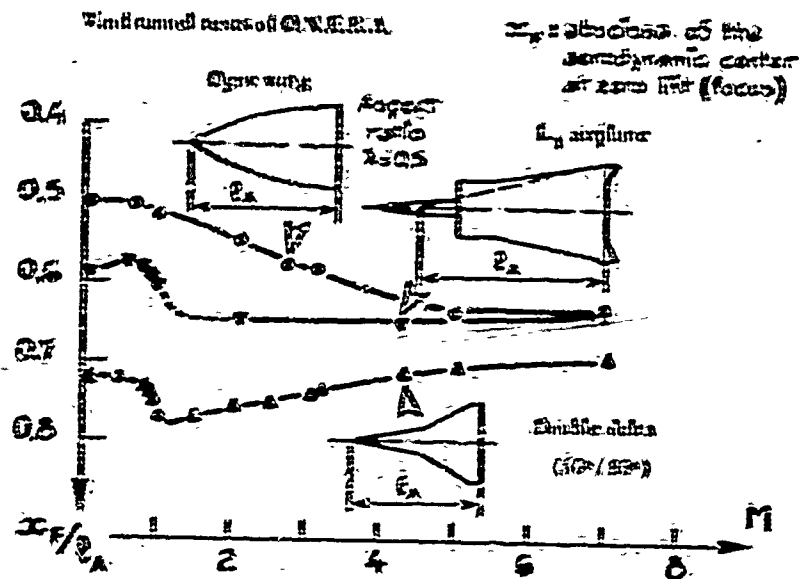


Fig. 3 - Effect of the planform on the displacement of the aerodynamic center at varying Mach number.

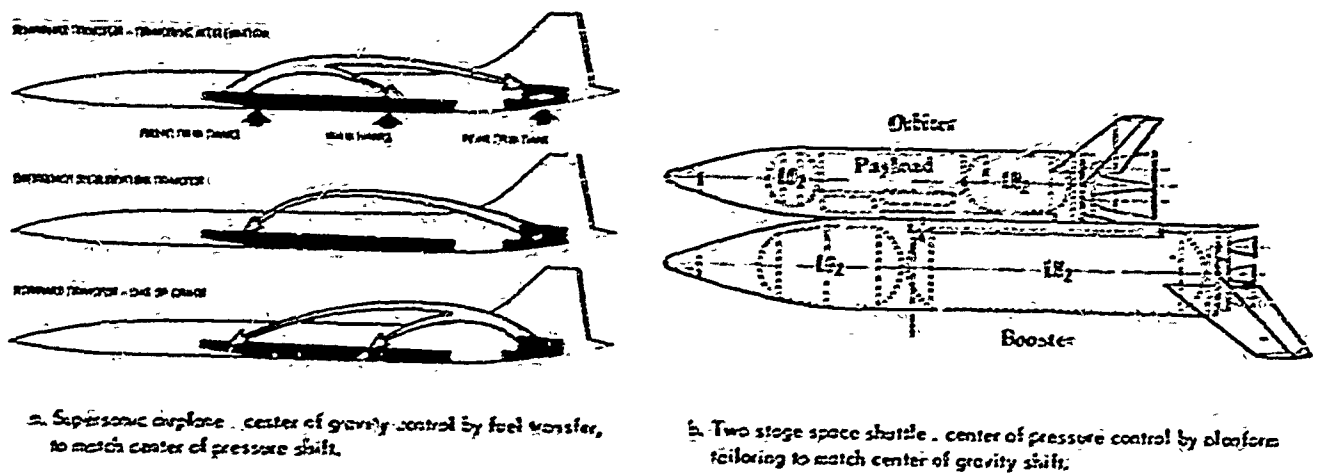


Fig. 4 - Center of gravity/center of pressure matching on supersonic vehicles.

## II,1 - Problème d'équilibrage longitudinal

Un avion hypersonique devant voler dans un large domaine de nombres de Mach, il doit être non seulement pilotable, mais encore équilibré sans pertes de traînée excessives du décollage jusqu'à sa vitesse maximale. L'évolution du centre de poussée doit donc être connue avec précision, il est souhaitable qu'elle soit réduite au minimum. La forme en plan joue un rôle important de ce point de vue. La figure 3 compare le foyer aérodynamique de trois formes en plan différentes, du subsonique à Mach 7. La première est une aile ogivale pure, la seconde en double delta du type proposé par la société Lockheed pour son projet d'avion de transport supersonique à Mach 3 et la troisième est celle d'un projet d'avion hypersonique L1 étudié à l'ONERA. Le déplacement observé du foyer est très différent pour les trois formes : pour l'aile ogivale, il est continu de ... compressible à l'hypersonique sans variation brusque en transsonique. Sur les deux autres formes on observe le recul transsonique habituel, dans le cas du double delta, ce recul est suivi d'un mouvement inverse, vers l'avant, de sorte que l'on retrouve sensiblement à Mach 3 la position subsonique, c'est là d'ailleurs le même revendiqué par Lockheed pour ce type d'aile. L'avion L1 dont une photographie est donnée figure 8 montre au contraire une faible variation du foyer en supersonique, conséquence fortuite de sa forme en plan particulière. Il apparaît ainsi que la forme en plan permet de contrôler dans une certaine mesure le déplacement du foyer, mais les déplacements résiduels restent un problème. Pour un avion de transport à Mach 2, tel que Concorde, fig 4, la traînée d'équilibrage est réduite au minimum en contrôlant la position du centre de gravité par transfert de carburant. Dans le cas d'un avion hypersonique le problème sera le même, avec la difficulté supplémentaire de devoir transporter des combustibles ou des propergols cryogéniques dans un environnement thermique plus sévère. Dans le cas du Space Shuttle, dit plus loin, le problème sera encore compliqué par le rapport très élevé de la masse de combustibles à la masse totale, et par les variations rapides de cette masse en fonction du temps, liées aux fortes consommations des fusées propulsives.

## 11.2 - Problèmes aérodynamiques des véhicules hypersoniques à moteurs aériens

### Missiles non guidés

Les problèmes aérodynamiques des missiles à moteurs aériens sont liés à des contraintes très particulières de faible dimension, de forme par exemple rather conical de formes de charge élevée, de formes variées d'altitude et d'assiette, auxquelles s'ajoutent des exigences impérieuses de simplicité et de robustesse et d'autres spécifications opérationnelles. Ces engins constituent une classe de véhicules très à part, ils ne seront pas étudiés ici.

### 11.3 - Avions hypersoniques pilotes

Au cours des dernières années une grande masse de travaux leur ont été consacrés : les travaux publiés sont en gros de deux sortes :

- ceux qui examinent des aspects généraux, paramétriques, basés sur des notions de performances hypodétachées, en vue de comparer les mérites de divers concepts,
- ceux qui se concentrent sur des aspects techniques particuliers, traités plus en profondeur, tels que la propulsion, le choix du combustible ou le type de structure.

Dans la plupart des cas, et jusqu'à une date récente, les caractéristiques aérodynamiques des véhicules étudiés sont traitées de façon assez ad hoc : par exemple dans les Comptes Rendus du Congrès Espace de Bruxelles en janvier 1964, consacré au transport aéronautique, on pouvait trouver des études de la métallurgie, de la propulsion, des facteurs biologiques, d'un record de rentrée spatiale, de paramètres hypersoniques, des évaluations budgétaires, et jusqu'à un calendrier de développement, mais aucun auteur n'avait abordé les problèmes d'aérodynamique.

On peut voir deux raisons au morcelage des études sur des points particuliers à l'exclusion de l'aérodynamique, et au caractère peu réaliste des hypothèses aérodynamiques dans les rares cas où elles existaient :

- d'abord la tendance naturelle que l'on observe, aux débuts d'une nouvelle génération de véhicules aériens, à cubler l'aérodynamique, considérée à tort comme triviale, ou secondaire. On peut rappeler à cet égard qu'au cours de la dernière décennie qui a vu le développement des grandes fusées, cet engouement a conduit à des échecs spectaculaires, qui ont provoqué en retour une nouvelle prise de conscience des problèmes aérodynamiques.

- la seconde raison, plus pragmatique, est que l'on ne peut évaluer les caractéristiques aérodynamiques d'un véhicule aérien sans avoir au moins une idée de sa forme, ce qui est une tâche malaisée s'agissant d'avions hypersoniques, en raison des incertitudes sur le type de propulseur, sur le combustible (qui régit le volume de l'avion) et même sur les missions possibles ou envisagées.

C'est une situation nouvelle dans le domaine aéronautique : dans l'exemple d'un avion de transport supersonique de la présente génération, les considérations d'échauffement cinétique ont dicté le choix du métal, de sa nuance, et même des procédés d'usinage. Il s'agit de problèmes difficiles, mais qui ont pu être résolus sans répercussions sur la conception aérodynamique.

Dans le cas d'un avion hypersonique au contraire chaque domaine de développement est étroitement imbriqué dans les autres : le type de structure, son mode de refroidissement seront différents, selon que les moteurs seront des "scramjets" \* à hydrogène, qui exigent un fuselage volumineux et fragile (l'hydrogène liquide est 2,5 fois plus énergétique que le pétrole mais environ 10 fois moins dense), ou selon que le projet prévoit l'utilisation de turbos-statos à fusées, en énormes nacelles accolées à un fuselage plus modeste contenant pétrole et oxygène liquide.

L'option moteurs pèse ainsi lourdement sur le dessin et il est alors presque impossible d'aborder une étude générale d'optimisation.

Mais, au moins en ce qui concerne l'aérodynamique, on peut sortir de ce cercle vicieux : on peut en effet, sans prétendre optimiser, aborder les problèmes aérodynamiques en choisissant quelques projets particuliers, concernant de préférence des conceptions extrêmes, pour les étudier en soufflerie.

On peut aussi espérer mettre en évidence les limites de validité des méthodes de prédiction, découvrir des problèmes inattendus, et recueillir des résultats expérimentaux assez significatifs pour aider au dessin de projets plus réalistes.

Cette procédure a été adaptée aux USA. Au cours des cinq dernières années un travail de recherche important a ainsi été exécuté en particulier au Centre de la NASA à Langley [22] sur des avions hypersoniques. Les premières conclusions sont que la recherche dans tous les domaines en est à ses balbutiements. On reconnaît aussi qu'aboutir à des compromis de dessin optimaux et significatifs, entre les exigences contradictoires d'aérodynamisme, de structure, et de propulsion est extrêmement ardu. Un travail exploratoire de configuration est en cours dans les souffleries hypersoniques de Langley, sur des formes dérivées du dessin dit "HT4" avion aérobie à hydrogène, représenté sur la figure 5. Il est clairement indiqué que l'approche expérimentale est obligatoire, devant les très rares résultats théoriques applicables aux avions hypersoniques. On ne dispose pas encore de résultats expérimentaux publiés sur des formes complètes, mais la référence [22] contient une discussion complète des recherches effectuées à Langley concernant les structures.

Une recherche analogue est en cours à Ames : la figure 5 bis représente trois modèles de conceptions différentes essayés pour la NASA dans les souffleries d'Ames : bien que de nature très schématique, les modèles comportent des empenages, dérives et nacelles motrices simulées. Il s'agit de trois variantes d'un avion à hydrogène.

Le modèle a) est un sans queue, les moteurs sont situés sous la partie arrière de l'aile en double delta. Le fuselage a une section elliptique aplatie.

Le modèle b) a ses moteurs disposés sur l'empennage horizontal ; l'aile en delta de 70° de flèche est montée sur le fuselage à section presque carrée.

\* Supersonic Combustion Ramjet, pour Statoréacteur à combustion supersonique.

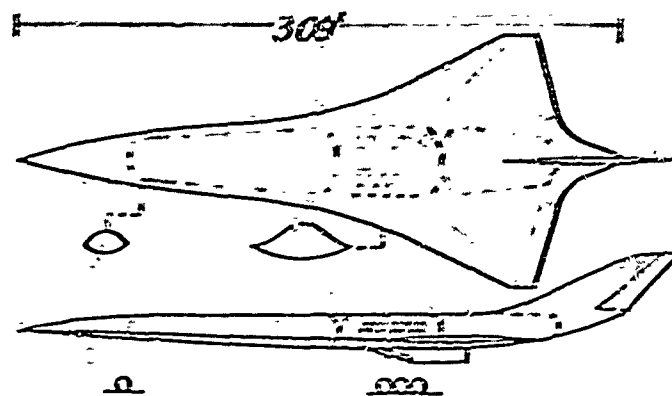
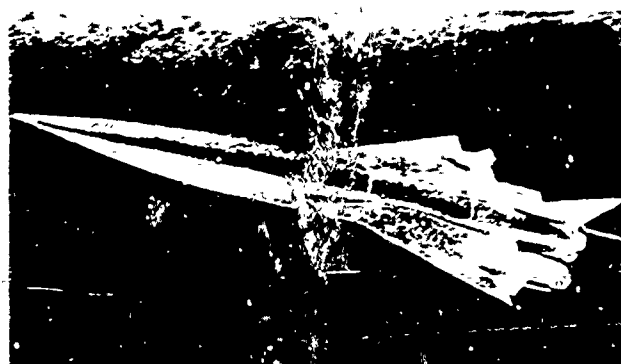


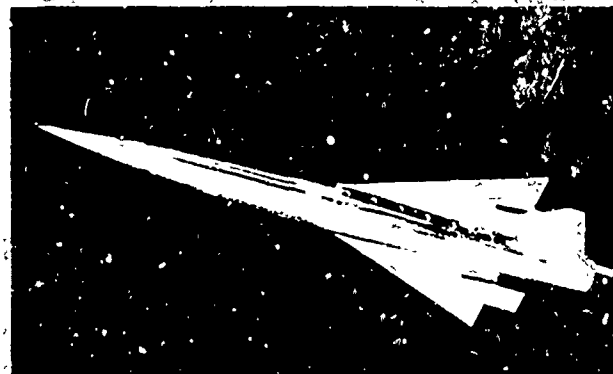
Fig. 5 - Hypersonic aircraft model investigated by N.A.S.A. Langley Research Center



a. Elliptic cross-section fuselage, double-delta wing



b. Flat bottom fuselage, delta wing, elevator mounted ramjets.



c. Minimum-drag fuselage, delta wing ramjets in pods.

Fig. 5 bis - Hypersonic Mach 6 airplane models investigated by N.A.S.A. (Ames wind tunnels).

Le modèle c est identique au modèle b mais le fuselage est un corps de résistance minimale de Sears-Haak.

Les moteurs paraissent avoir de dimensions raisonnables mais c'est par contraste avec le volume du fuselage qui contient les réservoirs d'hydrogène.

Dans les trois modèles l'entrée d'air est dans le champ aérodynamique de l'arrière de l'aile. L'intérêt de cette disposition est connu : la figure 6 reproduit, en fonction du nombre de Mach, les sections d'entrée d'air nécessaires pour un avion volant à un  $C_z = 0,1$  avec une charge alaire de  $300 \text{ kg/m}^2$ . Les hypothèses concernant la teneur maximale  $[C_z]_{max}$ , ainsi que la poussée unitaire  $P/1$  d'un statoréacteur alimenté en pétrole sont rappelés dans le tableau I ci-dessous.

Tableau I						
M	4	5	6	7	8	9
$[C_z - C_x]_{m}$	6	5,5	5	4,5	4	4
$P/1 \text{ kg/m}^2$	3500	2700	2300	1700	1150	770



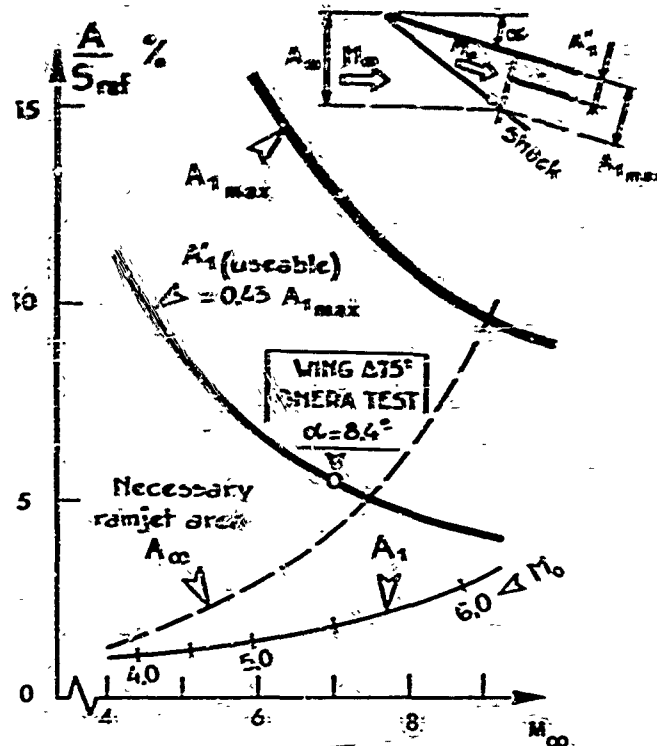


Fig. 6 - Captation area.

A cette courbe relative à la section amont  $A_0$  nécessaire on a comparé celle des sections  $A_1$  quand le réacteur est situé sous l'intrados d'une aile

- la courbe des sections  $A_{1max}$ , maximum disponible entre l'intrados d'une aile en delta  $70^\circ$  et l'onde de choc, à l'incidence  $8.4^\circ$ , dans un plan normal situé aux  $2/3$  de la corde centrale
- la courbe des sections  $A_1'$  pratiquement disponibles, arbitrairement fixées à  $A_1' = 0.43 A_{1max}$ .

On constate que la disposition des sections de captation à l'intrados de l'aile réduit de moitié les sections nécessaires à  $M = 7$ .

Un autre avantage de cette disposition est que le fonctionnement de l'entrée d'air ne dépend plus de l'incidence de l'avion, ni, dans une certaine mesure, de son derapage. L'intérêt de cette disposition du point de vue du rendement de propulsion est exposé en détail dans la référence [2]. Cependant les dimensions des avions ne permettent pas dans tous les cas de tirer parti de cette disposition si le bombardier Mach 3 B70A est assez grand pour qu'on ait pu loger entièrement sous l'aile la longue nacelle contenant ses six moteurs, dans le cas de l'intercepteur A11, la nacelle contenant les entrées d'air, le diffuseur subsonique, le turboréacteur et la chambre de réchauffe excèdent la corde locale de l'aile. L'entrée d'air est alors directement alimentée par l'écoulement amont et il a fallu adapter son plan de captation à l'angle d'incidence locale, le noyau conique central est également braqué vers le bas et vers le fuselage pour être à angle d'attaque nul. Cette adaptation à la direction locale de l'écoulement doit réduire les capacités de manœuvre de l'avion. Les caractéristiques aérodynamiques de cet avion ne sont pas publiées, mais on peut penser que les nacelles motrices contribuent de façon notable aux forces et moments.

Pour avoir une idée de l'influence de ces grandes nacelles motrices sur les projets d'avions hypersoniques à propulsion, l'ONERA a exécuté quelques mesures en soufflerie - réf. [1]. Les photographies de la figure 7 représentent l'un des nombreux essais d'un avion muni de quatre turbos-statos disposés par paires en deux nacelles accolées au fuselage. Pour les maquettes les nacelles sont "aérodynamiquement transparentes", c'est-à-dire que leur section interne est constante de l'entrée d'air à l'éjecteur. Les entrées d'air sont ainsi toujours supersoniques pendant les essais en soufflerie.

Le fuselage est assez élancé et le bord d'attaque a une flèche de  $79^\circ$  pour réduire la résistance d'onde, une rampe rectangulaire de pré-compression précède les entrées d'air. Cette maquette a été essayée de  $M = 0.6$  à  $M = 7$  dans les souffleries de l'ONERA à Chalais Meudon, une maquette de plus grandes dimensions a été essayée dans le domaine incompressible dans la soufflerie S1 de l'ONERA à Cannes. La figure 8 représente une strioscopie obtenue à Mach 7 dans la soufflerie R2 de Chalais, il est significatif que les seules ondes de choc visibles soient celles issues du bord d'attaque de la rampe de compression, et des lèvres inférieures des entrées d'air, les calculs ont indiqué en effet que leur résistance d'onde constituait une partie importante de la traînée totale de l'avion, et que les rayons de ces bords d'attaque sans flèche devaient être réduits au minimum pour réaliser des finesses aérodynamiques acceptables pour l'avion. Cette exigence et le problème de tenue à l'échauffement qu'elle soulève, peut être satisfaite ainsi que le montrent les expériences des références [3] et [4].

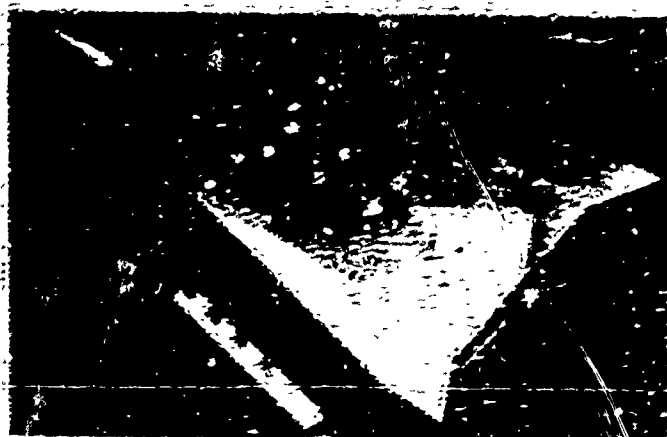
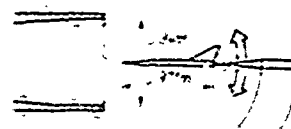
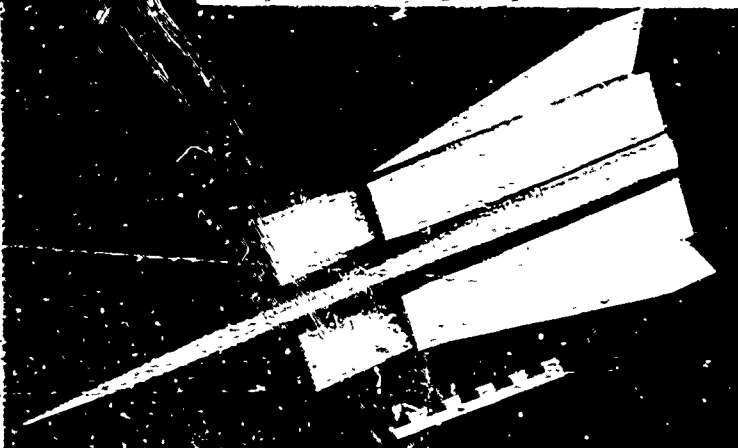
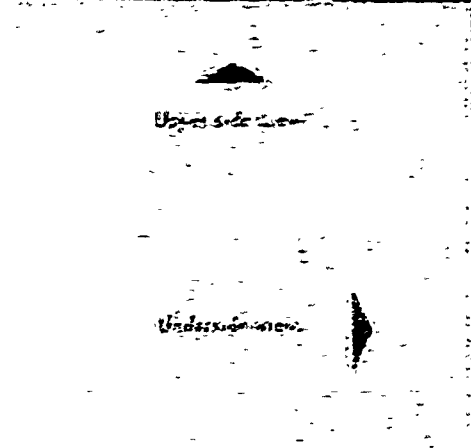


Fig. 7 - A hypersonic flow over a delta wing with two-dimensional leading and trailing edges.  
1 - 10° angle of attack; 2 - 20° angle of attack; 3 - 30° angle of attack.



$\alpha = 6.8^\circ$   $M = 7$   $R_{c,1A} = 3.25 \cdot 10^6$   
Wind-tunnel R<sub>2</sub> Chalais  
 $p_1 = 24 \text{ atm (maxi 75 atm)}$   
 $T_1 = 600^\circ \text{K}$

Fig. 8 - Wind-tunnel testing of a hypersonic aircraft of O.N.E.R.A.

#### 11.4 Stabilité de route

La même maquette a été soumise à des mesures en dérapage, avec et sans ses nacelles motrices, à différents nombres de Mach et angles d'incidence ; on a pu ainsi évaluer la contribution des nacelles à la stabilité de route. La figure 9 montre que la présence des nacelles accroît la stabilité de route quand l'incidence est faible, à  $M = 2.12$  et  $M = 4.29$  cet effet des nacelles n'est plus sensible, et à Mach 7 l'accroissement de l'incidence conduit à une perte complète de la stabilité.

N.B. Le centre de gravité de l'avion était supposé tel qu'il soit longitudinalement stable à tous les nombres de Mach supersoniques.

Une variante différente du projet d'avion a été essayée. La figure 10 montre que les volumineuses nacelles des turbos-statos sont remplacées par quatre statoréacteurs à combustion supersonique "Scramjet" de plus faibles dimensions. La flèche de l'aile a été ramenée de  $79^\circ$  à  $68^\circ$  en vue d'agrandir la surface de captation possible entre son intrados et l'onde de choc jusqu'à des angles d'incidence de  $10^\circ$ . Les bouts d'ailes sont rabattus vers le bas pour accroître la stabilité de route supersonique en incidence, tandis que la surface de dérive était réduite de moitié. La figure 11 compare les courbes de stabilité de route mesurées, pour les deux configurations la marge statique longitudinale est positive (avion stable).

La comparaison des résultats montre clairement que l'avion avec "Scramjets" serait instable à Mach 6 à l'incidence nulle, mais est stable dans tout le domaine de Mach à l'incidence de vol de  $5^\circ$ . La présence de ces statoréacteurs courts paraît défavorable pour  $M < 4$  mais favorable au delà de Mach 4. L'avion à turbos-statos au contraire est stable à l'incidence nulle, mais l'influence de l'incidence est toujours défavorable, et une manœuvre à fort facteur de charge à  $M > 5$  serait catastrophique.

Wind tunnel tests  
of ONERA.

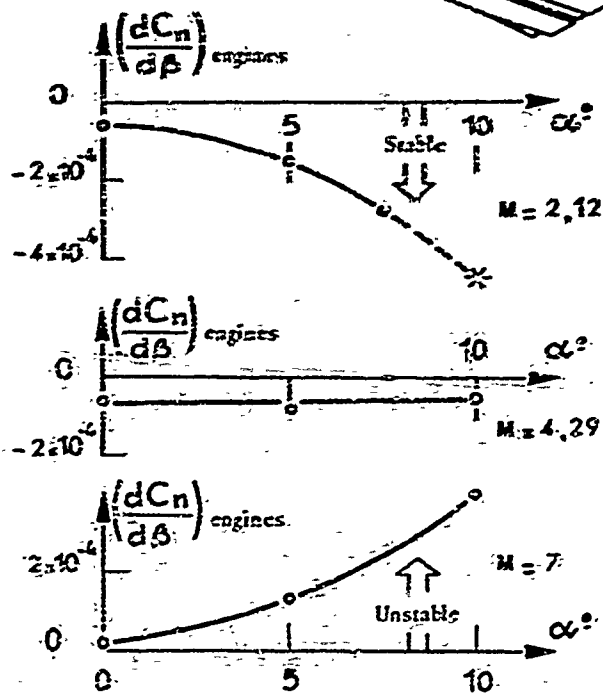
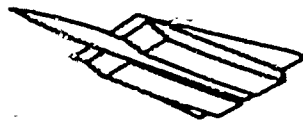


Fig. 9 - Effect of engine configuration on the yaw stability of a hypersonic airplane.

Fig. 10 - Hypersonic air-breathing airplanes: influence of the power plants on the general shapes.



a. Turbo-ramjet power plant.



b. 4 scramjets in pods.

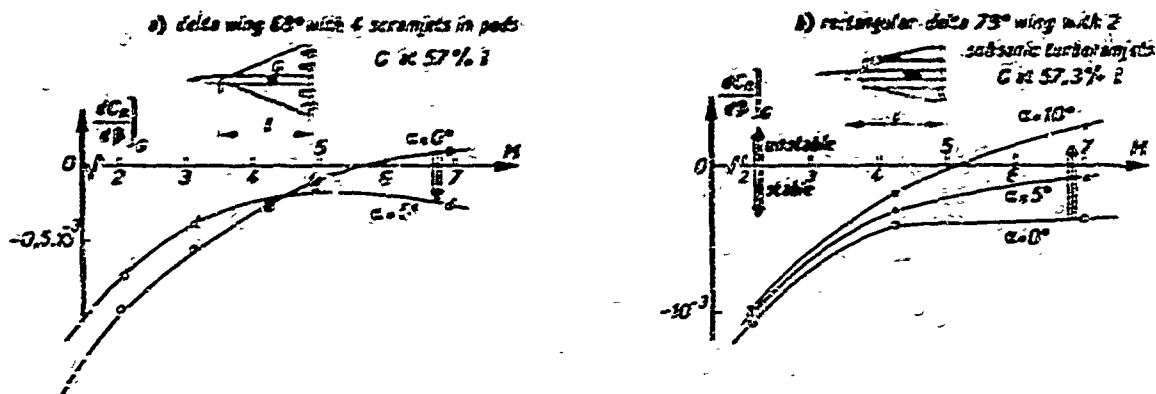


Fig. 11 - Influence of the type and disposition of power plants on the yaw stability of a hypersonic airplane. O.N.E.R.A. wind tunnel tests.

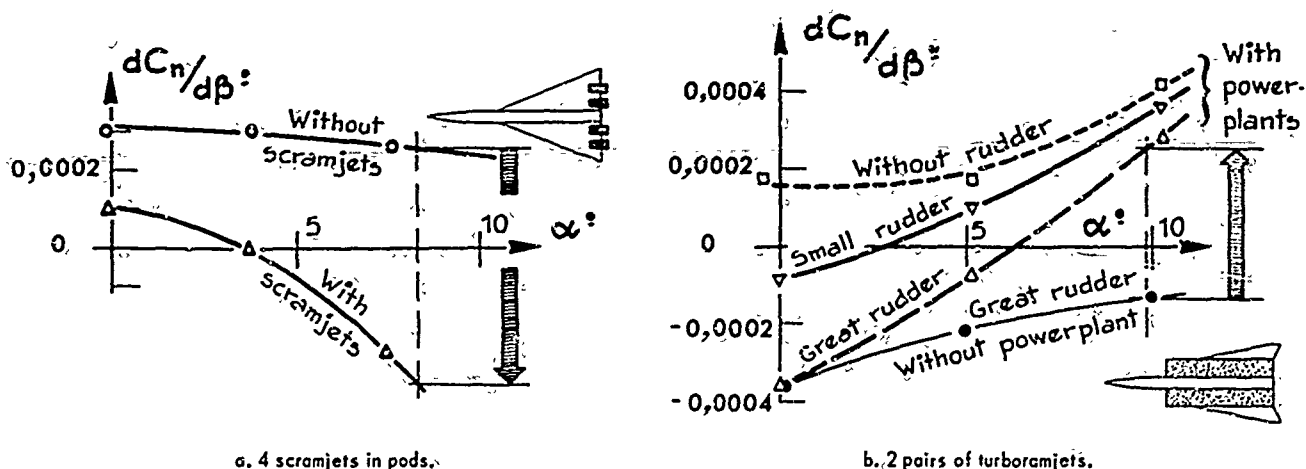


Fig. 12 - Influence of the type and disposition of powerplants on the yaw stability at angle of attack of a hypersonic airplane at Mach 7.

La figure 12 compare à Mach 7 les stabilités de route des deux configurations avec et sans les moteurs. On voit que les statoréacteurs pendus à l'arrière de l'aile sont bien à l'origine de l'accroissement de la stabilité de route en incidence ; au contraire les grandes nacelles des turbos-statos réduisent la stabilité ; les essais ont été repris sans la dérive, et avec des dérives de surface différentes, pour isoler leur contribution à la stabilité de route mesurée. Il est visible qu'en l'absence des carènes des turbos-statos, l'avion présente seulement une perte progressive de stabilité, mais reste stable jusqu'à l'angle d'incidence maximum essayé.

Ce comportement des deux configurations, (turbo-state, ou stato à combustion supersonique) peut être expliqué en faisant appel à la théorie des corps élancés. Selon les résultats de cette théorie la force normale développée par un cylindre creux en incidence a son centre d'application sur la face d'entrée. Si les sections de captation des moteurs sont situées très en avant du centre de gravité, la force latérale créée par la mise en dérapage correspondra à un moment de lacet de signe défavorable, au contraire, dans le cas des statos courts et situés très en arrière, la même force latérale crée alors un moment de rappel favorable.

L'accroissement de cet effet avec l'angle d'incidence s'explique à son tour en considérant le niveau de la pression cinétique locale  $q_1$  au niveau des entrées d'air. Sous l'intrados d'une aile en incidence :

$$q_1 \approx q_0 \left( \frac{p_1}{p_0} \right) \left( \frac{M_1}{M_0} \right)^2$$

où  $p$  est la pression statique, et où les indices 1 et 0 sont relatifs respectivement aux conditions locales et infini amont.

Ces observations sont à l'origine de la présence de "quilles" à la partie inférieure arrière des avions supersoniques ; elles indiquent également une voie vers l'optimisation de la traînée en utilisant au mieux les nécessaires carènes motrices pour les faire participer à la stabilité de route, ce qui permet de réduire la surface de la dérive classique aux dimensions fixées par les exigences de stabilité du vol subsonique.

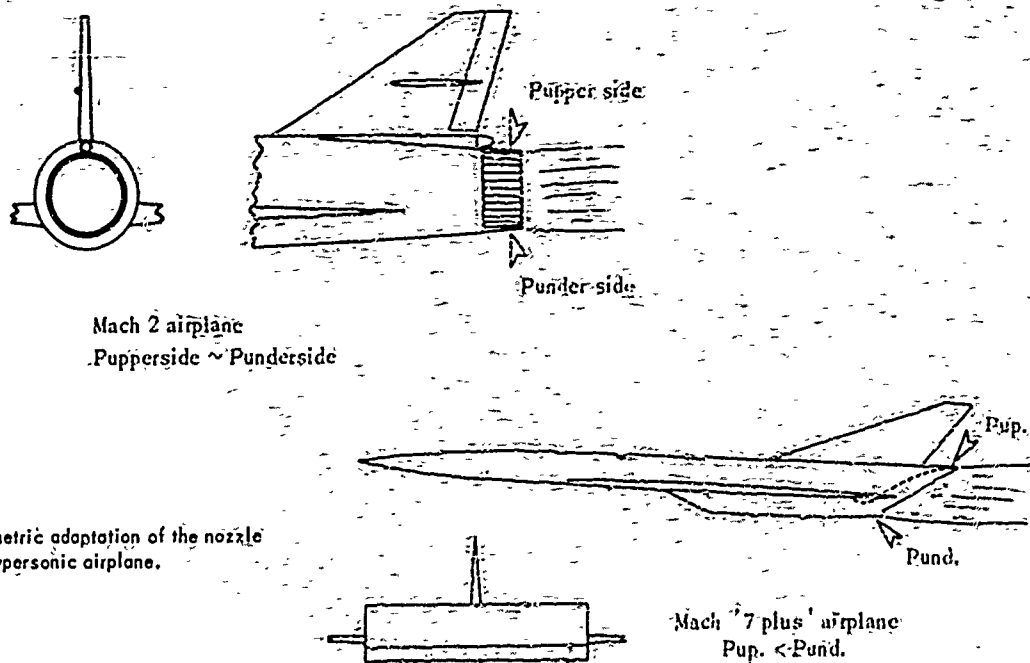
### 11.5 - Problèmes de sorties d'air

Il est connu que les avions supersoniques actuels exigent déjà, pour l'adaptation de leur tuyère éjectrice aux différentes conditions de nombre de Mach et d'altitude de leurs missions, des variations géométriques notables de la forme et de la section de cette tuyère. Ces variations visent évidemment à obtenir la meilleure poussée globale et ainsi réaliser la plus grande économie. Pour un avion à Mach supérieur à 2, ces modifications des sections de sortie aboutissent en transsonique à des formes arrière à rétrécir ; le dessin de ces rétrécissements, s'il n'est pas conforme aux exigences d'une bonne loi des ailes, peut conduire à la fois à des pertes de poussée et à des troubles transsoniques graves, par exemple des pertes notables de stabilité de route ou des tremblements des gouvernes situées au voisinage des sorties d'air. Ce domaine de recherches est exploré de façon intensive à l'occasion de l'étude des chasseurs de la nouvelle génération.

On trouvera dans la référence [  $\alpha$  ] une très bonne introduction aux problèmes d'intégration aérodynamique de la propulsion et de la cellule, et dans la référence [  $\alpha$  ] le compte rendu d'une recherche expérimentale de la poussée d'arrière corps optimale dans le cas d'un chasseur bi-réacteur de la classe Mach 2,5.

Pour un avion hypersonique, le problème de la variation de géométrie des tuyères propulsives prend un nouveau degré de sévérité pour deux raisons :

- a) le vol s'étendant du subsonique au supersonique élevé exige des variations de section beaucoup plus considérables de la tuyère, et cela peut conduire à opter pour des tuyères bidimensionnelles.
- b) l'environnement aérodynamique local est plus compliqué. La figure 13 représente schématiquement les arrière-corps d'un chasseur supersonique et d'un avion hypersonique hypothétique. La pression extérieure autour du culot de l'avion de chasse Mach 2 s'écarte peu de la pression statique infini amont  $p_0$ , et l'adaptation peut encore se faire avec une forme qui reste de révolution ; dans le cas de l'avion supersonique élevé, à des incidences voisines de  $5^\circ$  les pressions à l'extrados et à l'extrados de la tuyère sur osée bidimensionnelle (ou à l'écoulement plan) peuvent différer d'un facteur de 5 ( $p_{\text{intrados}}/p_0 \sim 2,3$  et  $p_{\text{extr}}/p_0 \sim 0,4$ ) ; de tels écarts imposent une adaptation dissymétrique, par exemple par la coupe en sifflet de la tuyère, ainsi que le représente le dessin.



L'adaptation de la tuyère aux autres nombres de Mach, ou sous le facteur de charge survenant en manœuvres serrées pose alors des problèmes compliqués.

Un autre aspect de l'option de tuyères bidimensionnelles est le niveau élevé des forces agissant sur la surface interne des entrées et sorties d'air, aux nombres de Mach élevés ; dans un chasseur Mach 2 une extinction (flame-out) est une situation déplaisante, mais qui conduit rarement à la destruction immédiate de l'avion. Dans le cas d'avions à Mach 3, même avec des entrées d'air de révolution, des difficultés ont été rencontrées. Dans un avion à Mach encore plus élevé, l'ouverture soudaine de ports de décharge à grand débit, en vue d'éviter le désamorçage catastrophique des entrées d'air, pourrait créer des forces et moments intolérables, même en l'absence d'extinction. Les décollements dissymétriques du jet propulsif dans une tuyère bidimensionnelle seraient de même, à l'absence de forces normales, et de moments résultants, très importants. La figure 14 reproduit les poussées calculées de tuyères à écoulement plan de différentes formes, et met en évidence l'influence de l'angle d'ouverture sur la direction du vecteur poussée. Les poussées, calculées ici pour l'air, sont réduites par la poussée idéale  $F_w$  (détente jusqu'au vide,  $\gamma = 1,4$ ). L'une de ces tuyères à écoulement plan a été essayée au caisson à vide (fig. 15), pour observer l'évolution du décollement du jet à pression ambiante croissante ; la figure 16 représente les configurations successives observées pendant la progression du décollement, mais un essai réaliste exigerait la représentation de l'écoulement externe dissymétrique.

Le choix d'une trajectoire de départ vertical pour le projet Space Shuttle évite naturellement ce type de problème.

Fig. 14 - Hypersonic airplane with air-breathing propulsion. Influence of the angle of a two-dimensional nozzle on the direction of the thrust.

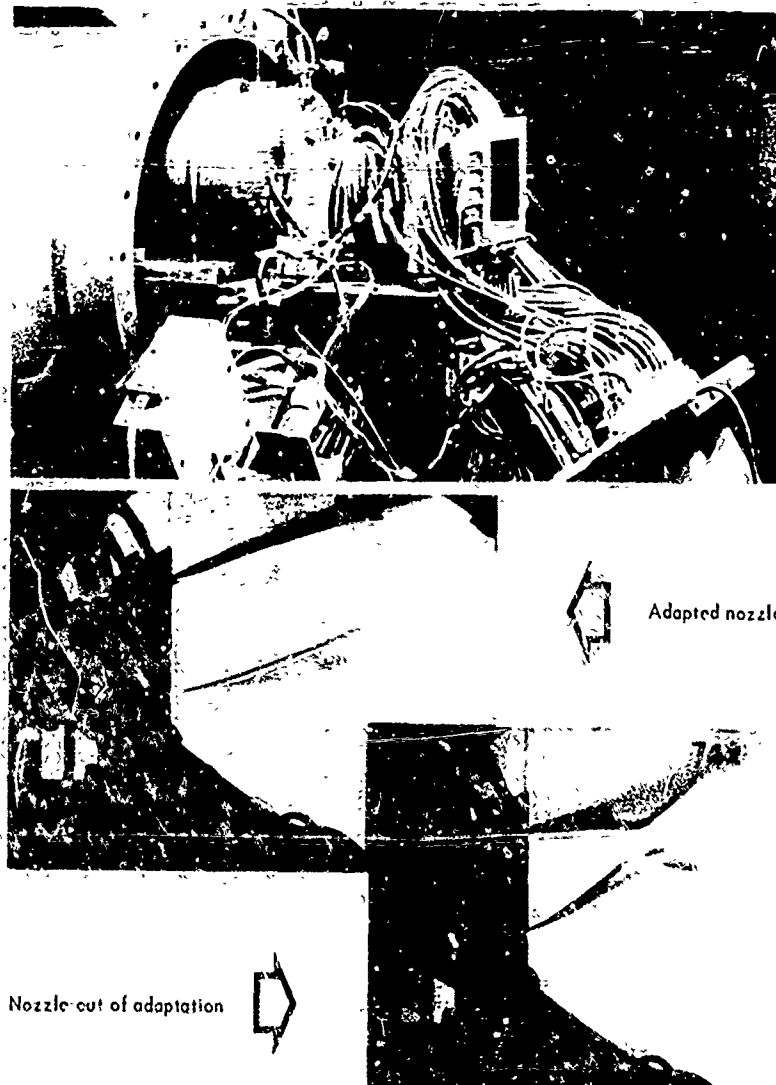
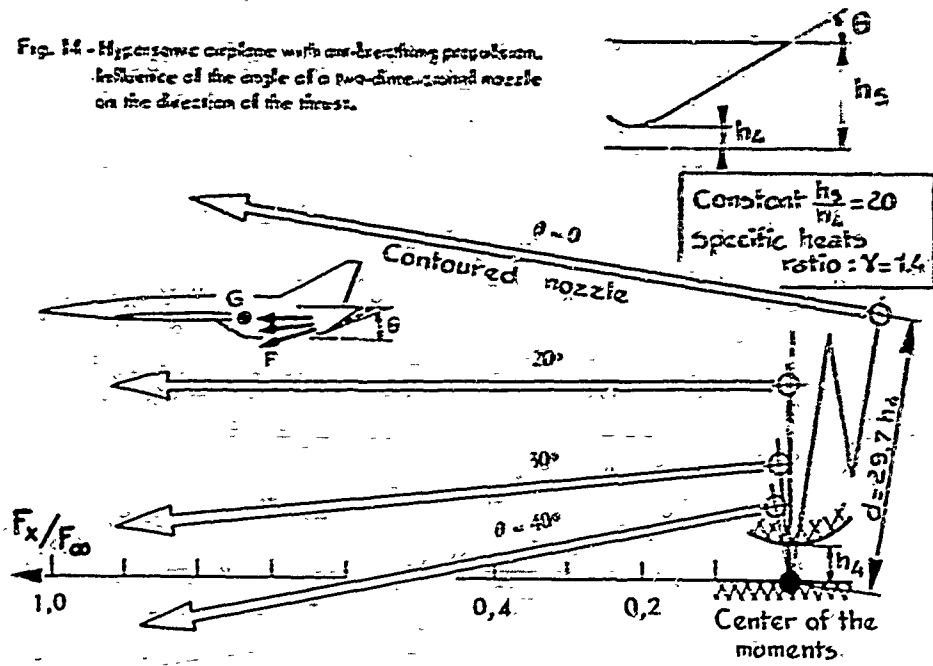


Fig. 15 - Altitude-tank tests of a two-dimensional propulsive nozzle (O.N.E.R.A. R<sub>3</sub> Chalais).

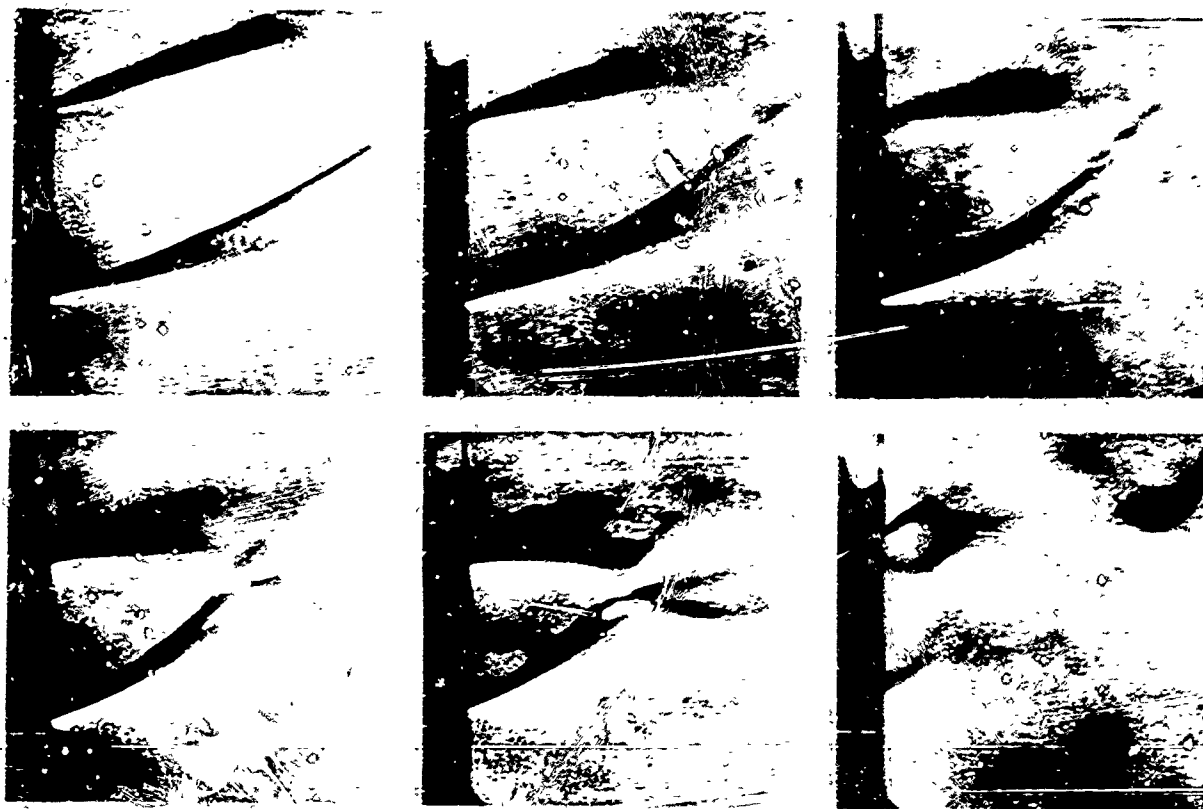


Fig.16 - Altitude-tank tests of a two-dimensional nozzle.  
Inception of the flow separations at decreasing altitudes.

### III - LA NAVETTE SPATIALE (Space Shuttle)

Le coût considérable des lancements spatiaux, et la perspective de voir leur nombre s'accroître dans l'avenir a rendu urgente la création d'accélérateurs et même d'étages orbitaux récupérables.

Les recherches sur ce sujet sont en cours depuis des années, et viennent d'aboutir au concept de la navette spatiale, récemment proposé aux USA.

Les données générales du projet à la fin de 1969\* étaient :

charge utile en orbite	25 tonnes
masse au départ	2 000 tonnes
(accélérateur 1 500 tonnes, étage orbital 500 tonnes)	
Deux étages à fusées à haute pression (210 bar) oxygène/hydrogène.	
Départ vertical atterrissage tangentiel classique.	

Les photographies des figures 17 et 18 représentent quelques uns des véhicules proposés, la donnée de base de ces véhicules est le chariot direct avec la technologie existante des fusées à liquide géantes. Elle est très éloignée de celle des avions hypersoniques obtenus par extrapolation des avions actuels. Mais en fait, par la présence des inévitables surfaces portantes, par l'exigence de structures exceptionnellement légères pour aller en orbite avec deux étages, et par la puissance des importantes tuyères propulsives, les constructeurs se trouvent confrontés avec de nombreux problèmes aérodynamiques propres aux avions, quelques uns de ces problèmes sont évoqués ci-dessous.

#### III.1 - Charges aérodynamiques sur rampe

Ce problème est trivial, mais constitue cependant une préoccupation majeure pour les véhicules de la classe Saturne, il le sera bien davantage pour un vaisseau immense, muni de grandes voilures, plus grand qu'un Boeing 747 posé sur sa queue !

Mais les moyens de recherche sont disponibles, et aucune recherche vraiment nouvelle n'est à créer.

\* Au milieu de 1970 le projet est encore en pleine évolution, concernant notamment la masse au départ (idée du mini shuttle - le premier étage consommable et non récupérable, la charge en orbite, etc...

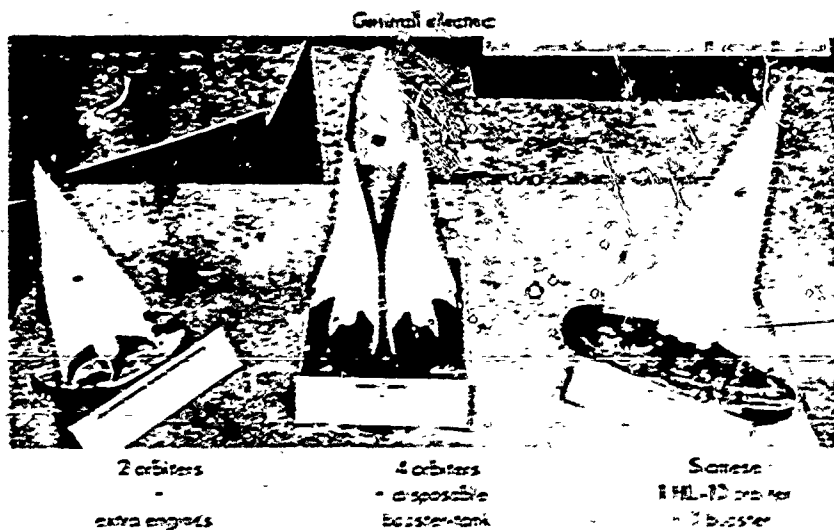
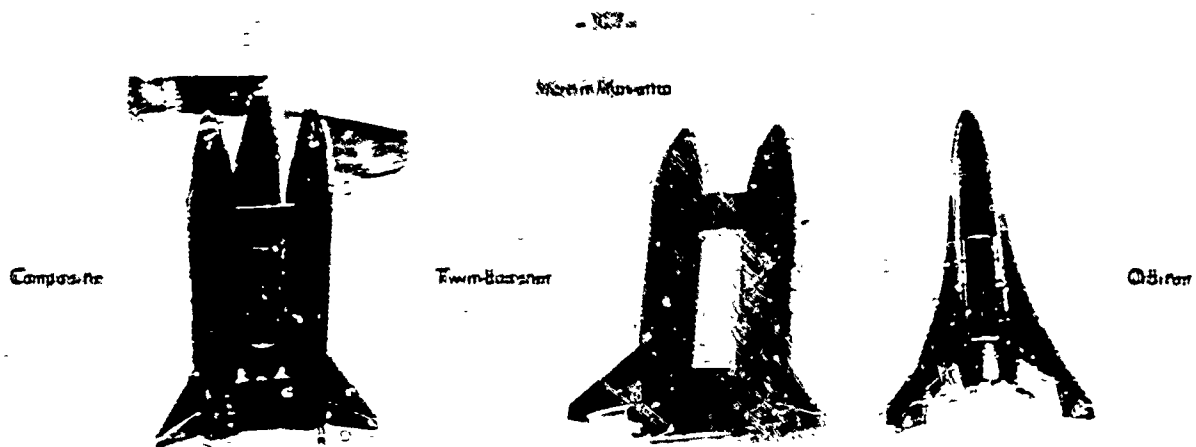
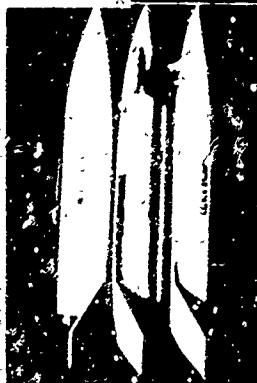


Fig. 17 - Space shuttle concepts.



North-American Rockwell (Study for N.A.S.A.)

Triamese  
(Study for N.A.S.A.)

Martin Marietta FDI BE  
(Study for U.S.A.F.)



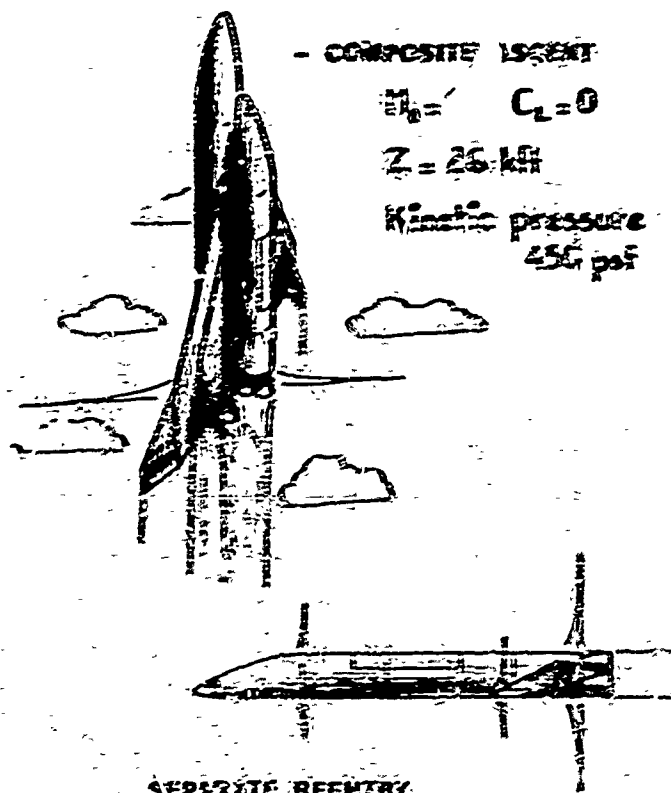
Fig. 18 - Space shuttle concepts of orbiter stages.



## 14.2 - Problèmes transsoniques

La conception du véhicule amène à résoudre trois gros problèmes (fig. 29) :

- au cours du lancement du véhicule
- au retour de l'étage à atmosphère
- au retour de l'étage orbital.



### - SEPARATE REENTRY

$M_0 = 1$   $\frac{W}{S} = 51 \text{ psf}$   $C_L = 0.2$   $Z = 31 \text{ km}$   
Kinetic pressure : 220 psf

Fig. 29 - Transonic environment for a space shuttle mission.

Pour avoir une première idée de la sévérité des problèmes transsoniques, on a calculé une trajectoire type, avec les hypothèses suivantes :

- Poids au départ : 1 815 tonnes.
- Poids en fin de propulsion : 580 tonnes
- Poussée constante : 2 420 tonnes
- Durée de combustion : 200 secondes
- Surface de référence : 1 000 m<sup>2</sup>
- $C_x = 0,03$

Loi d'inclinaison : verticale jusqu'à 70 secondes, puis inclinaison d'un degré par seconde pendant 50 secondes, enfin courbe de par effet naturel de gravité de 120 s à l'extraction. La figure 20 représente les courbes de nombre de Mach et d'altitude en fonction du temps, la fin de propulsion intervient à environ Mach 12, vers 75 km d'altitude, mais la vitesse du son est franchie à 9 km d'altitude. Les pressions cinétiques correspondant à ce plan - hypothétique - de vol sont représentées sur la figure 20 en fonction du nombre de Mach. La région transsonique correspond une pression de 2000 kg/m<sup>2</sup> ce qui constitue un environnement sévère pour une cellule de grandes dimensions, et que l'on voudra très légère. Du point de vue aérodynamique une difficulté supplémentaire est apportée par la conception, même d'un avion composite où le plus gros des volumes est celui de réservoirs cryogéniques, qui réduisent beaucoup l'application de la loi des aires et ses bénéfices habituels de suppression de troubles tels que le tremblement, le flottement de gouvernes, et d'autres instabilités transsoniques connues.

La trajectoire de retour dans l'atmosphère de l'étage orbital a été calculée avec les hypothèses suivantes

- coefficient de portance constant :  $C_L = 0,5$
- charge alaire  $\frac{P}{S} = \frac{19}{S} = 250 \text{ kg/m}^2$
- vol équilibré.

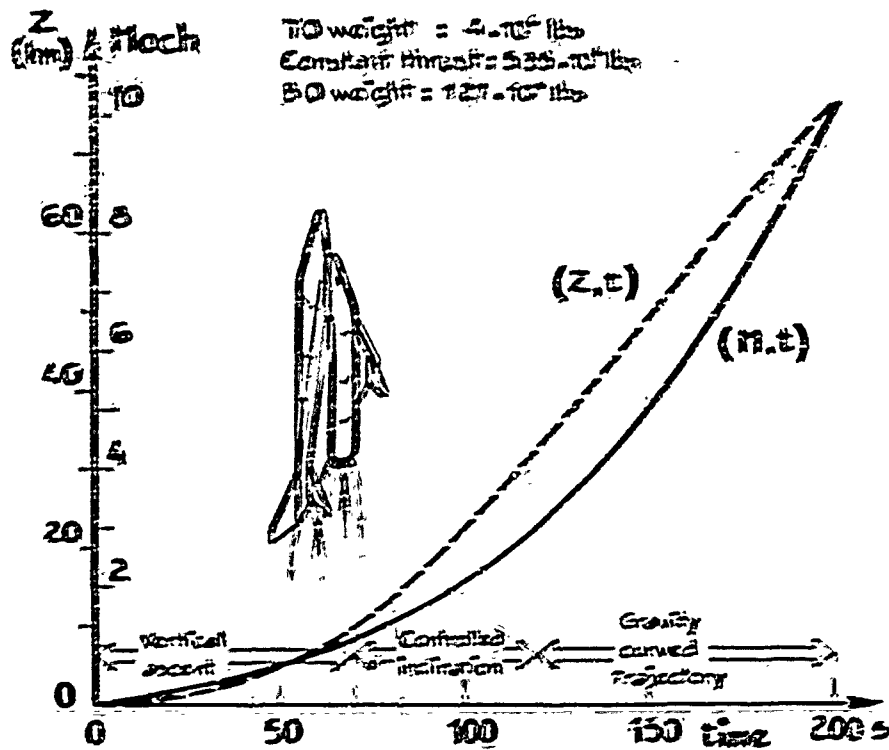


Fig. 20 - Ascent trajectory of a hypothetical space shuttle.

La pression cinétique résistante a diminué d'un facteur dix par rapport à  $519 \text{ kg/m}^2$ . Cela signifie, si l'on considère la répartition de  $C_L$  supposée que les problèmes transitoires seraient quasi les mêmes, à la rentrée qu'au départ. En réalité, on peut se demander comment les conditions de rentrée se traduisent par un  $C_L = 0,5$  au lieu des conditions probablement mouvementées pour un  $C_L$  de 0,12. On peut alors se demander si la rentrée se fait à une altitude plus convenable correspondant à  $C_L$  de l'ordre de 0,12. Une réponse se trouve à la fin de ce chapitre à un nombre de Mach assez élevé pour que soient négligeables les problèmes de coussinement de

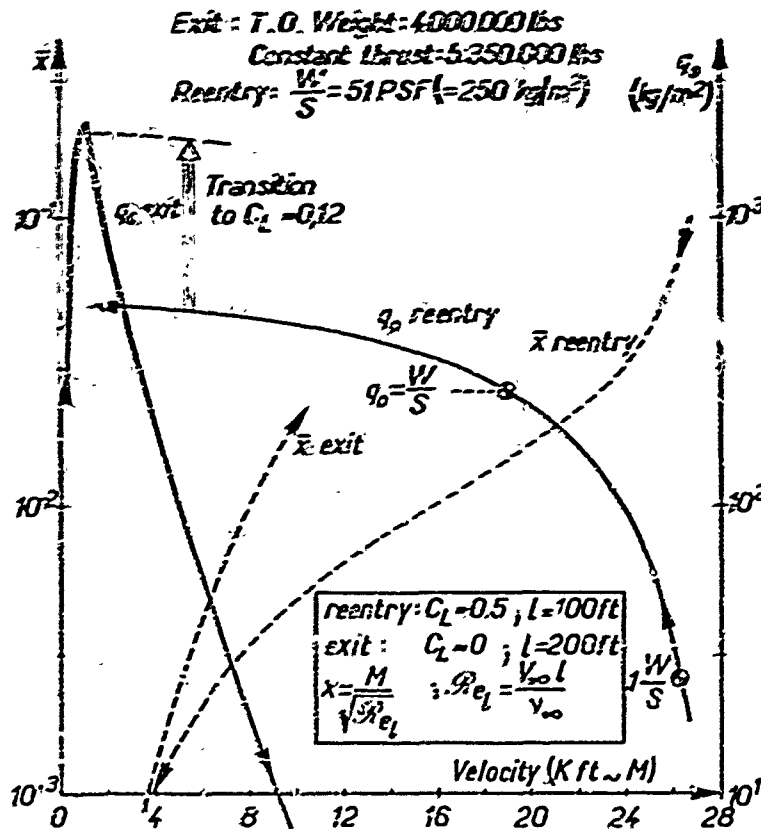


Fig. 21 - Representative viscous interaction parameter and kinetic pressure for a space shuttle mission.

On s'attache à l'écoulement des fluides. À la suite de cette manœuvre, une grande altitude sera observée en la pression atmosphérique augmentant jusqu'à 29000 kg/m<sup>2</sup>, comme pour la volée ascendante du fuselage. La structure aura donc à être calculée pour les amplitudes des pressions dans ces deux phases de la mission, mais la sensibilité globale sera équilibrée avec un avion manœuvrant "suffisant" du point de vue aérodynamique, en qui concourent des caractéristiques de flexionner différentes.

De plus le vol atmosphérique amène en fait deux situations de fluxes différentes, au sein comprises dans des conditions pour que chacune des deux phases comprises en les deux étages séparés, soit susceptible, spécialement le composite, seule l'atmosphère dans ce domaine de Mach extrêmement critique.

### 1023 - Phase supersonique - hypersonique de la mission

La figure 22 montre que, passé la vitesse du son, la pression atmosphérique décroît rapidement, cela signifie que les jets propulsifs sont sévères progressivement, entraînant la possibilité de détachement de couche limite sur l'arrière du véhicule et de problèmes d'échauffement au culot, selon la géométrie du groupe de tuyères. Ce dernier aspect, présent dans les fusées actuelles, est bien connu et pris en compte au niveau de sa technologie, même s'il n'est pas pénalisant thermiquement, quant à l'effet des détachements induits par le jet cause, il ne constitue pas pour les fusées actuelles un problème prédominant, car il n'entraîne pas sur des formes de révolution, des forces aérodynamiques insupportables. Au contraire sur des étages de "Space Shuttle" comme d'ailleurs et de plans subissants à l'arrière, ces détachements induisent des forces aérodynamiques considérables, et des recherches en soufflerie et en calcul sont dans toutes les configurations possibles seront nécessaires pour déterminer les configurations critiques, et régler les difficultés.

Les nombres de Reynolds correspondants à la mission type décrite au sein portés sur la figure 22 en fonction du nombre de Mach. La longueur de référence est de 60 m pour la phase ascendante et 30 m pour la phase de rentrée. On peut constater qu'à Mach 5 par exemple, le nombre de Reynolds est assez faible, malgré les grandes dimensions, et le rapport de pression du jet à la pression ambiante assez élevé pour s'attendre à des détachements de couche limite induits par le jet éjecté, à un moment où la pression ambiante est encore de 100 kg par m<sup>2</sup>. La figure 22 représente un exemple de ce problème, à l'âge d'un système existant à : quelques années par "ORCA" dans le cadre de l'étude aérodynamique du lanceur Diamant. Le premier étage du lanceur possède une seule tuyère, articulée pour contrôler le tangage. Le contrôle du roulis était confié à de petits volets. Un avertisseur en soufflerie fut spécialement réalisé, il comportait autour de l'arrière corps de la fusée, un ensemble en forme de point d'écoulement à l'arrière, l'écoulement supersonique ambiant, à Mach 4. L'alimentation en air comprimé de la fusée se faisait par un support latéral situé dans la partie subsonique, pour éviter la formation d'un sillage supersonique. Les pressions locales ont été mesurées au voisinage de l'emplacement de l'ailette, à une prise du bord d'attaque, l'autre près du volet mobile, à l'arrière.

L'altitude de vol était simulée par le rapport de la pression génératrice du jet à celle de la soufflerie. On peut constater qu'à partir de 30 km d'altitude, la pression près du volet s'ajustait avec l'altitude, c'est l'indication d'un épaississement progressif de la couche limite sans l'importance de la même pression de couche limite elle-même par l'échauffement croissant du jet. Cet épaississement de la couche limite venait réduire l'efficacité du volet de roulis. L'essai en vol fut effectué, avec, en évidence cette perte progressive du contrôle en roulis, malgré des brayages à plein du volet. Ce comportement n'est pas de nature fâcheuse car le second étage à quatre tuyères mobiles contrôla le roulis tout après.

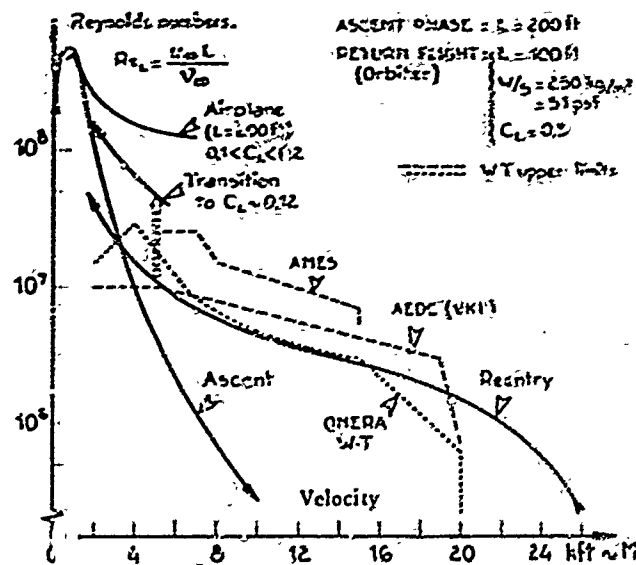


Fig. 22 - Space-shuttle mission.

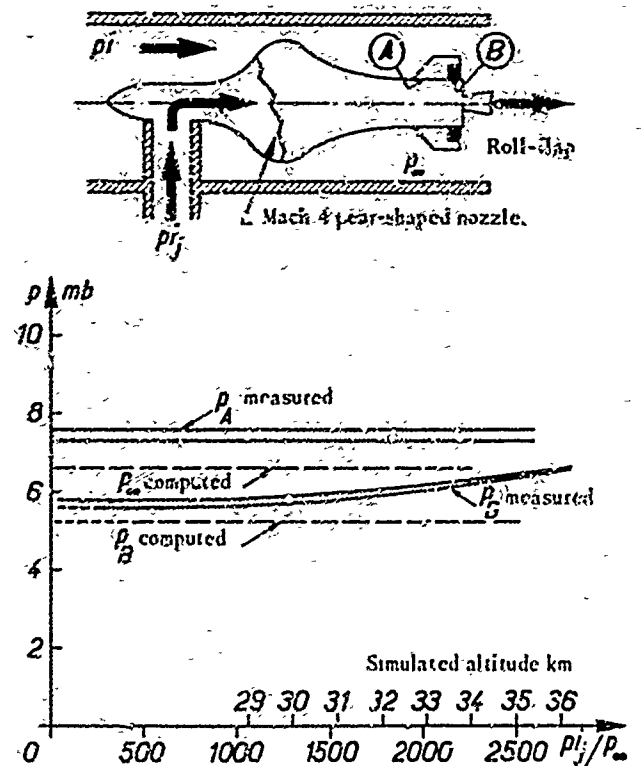


Fig. 23

#### 22.4 - Séparation des étages

Selon l'altitude à laquelle l'étage orbital du Space Shuttle se sépare, et la pression cinétique correspondante, on peut attendre des problèmes. Le premier à mentionner son écoulement en présence du choc aérodynamique du booster. Ce problème très réel peut être traité par des essais spécifiques en soufflerie. Le *fig. 24* représente une maquette d'un intercepteur français prêt à tirer une roquette *in air* dans la soufflerie S3 de l'ONERA à Matheron, à Mach 2. La maquette de la roquette est dynamiquement semblable à la vraie, et est propulsée par une vraie mitrailleuse à poudre. Ses mouvements ont été filmés à grande cadence, les deux schémas sous la photographie représentent les positions successives lors du tir tel enregistré d'après les films. Dans la première configuration le missile suit une trajectoire telle que dans le cas réel l'ennemi aurait été détruit. Une procédure de tir modifiée améliorera la trajectoire initiale, ce que confirme l'analyse de vol.

S<sub>3</sub> Modane wind tunnel (Mach 2), firing of real microrockets.

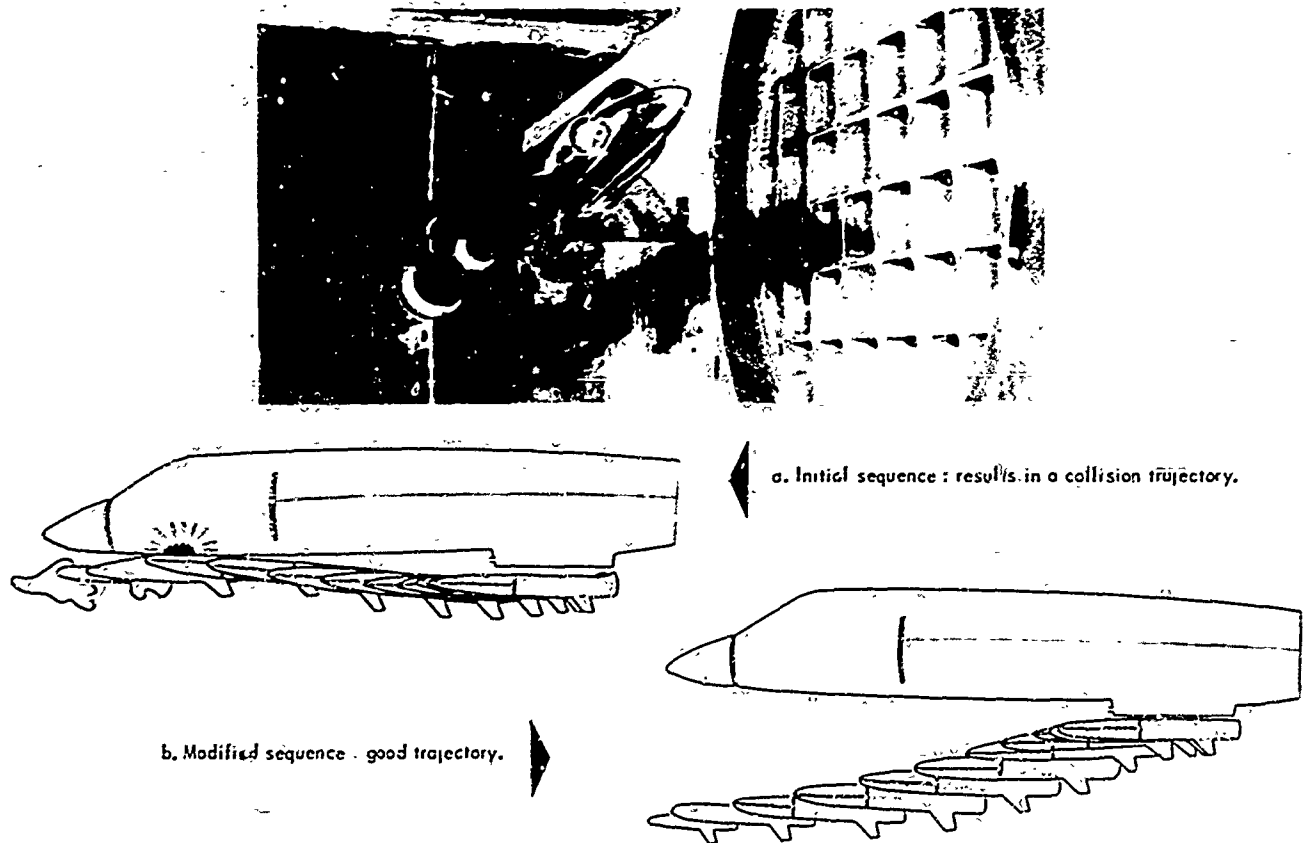


Fig. 24 - Wind tunnel testing of separation sequence.

La sévérité du problème de la séparation d'éléments en vol dépend évidemment de la pression cinétique de l'écoulement; dans le cas d'une ascension verticale, telle qu'elle est envisagée pour le Space Shuttle, où la séparation est prévue à Mach 10 et à plus de 60 km d'altitude (pression cinétique voisine de 100 Pascals) le problème principal sera probablement lié à l'importante détente des jets propulsifs; une importante interaction peut être escomptée entre le jet évasé et les couches limites sur les étages. Les striescopes de la *figure 25* montrent le décollement de la couche limite sur le second étage d'une fusée, lorsque le jet propulsif est dévié radialement par le nez du premier étage consommé. Les essais ont été effectués à Mach 6 dans la soufflerie R2 de Chalais, ils visaient à comparer les résultats obtenus sur deux montages différents: dans le premier montage le second étage est tenu par un support latéral profilé, à travers lequel se faisait l'alimentation en air comprimé, dans le second montage un cylindre creux axial remplace le support latéral suspecté de créer un sillage dissymétrique, qui pouvait altérer la distance d'interaction entre les étages, objet des essais.

Dans le cas de la séparation des étages d'une fusée, l'étage arrière peut être lésé par l'écrasement du jet, mais c'est sans conséquence pour un étage promis de toutes façons à la destruction.

Dans l'optique des boosters récupérables du Space Shuttle, on ne peut au contraire, accepter de détérioration même locale, et il sera nécessaire d'effectuer des recherches expérimentales soigneuses sur l'interaction des jets en cours de séparation des étages.

Ces essais imposeront probablement que la séparation soit exécutée sous le contrôle de fusées à poudre auxiliaires, nécessaires par ailleurs\*, jusqu'à atteindre des distances de sécurité où la mise à feu de l'étage orbital pourra intervenir sans encombre.

\* dites "offlage rockets" en anglais, elles servent à créer la gravité artificielle préalable à l'allumage des grandes fusées à liquides

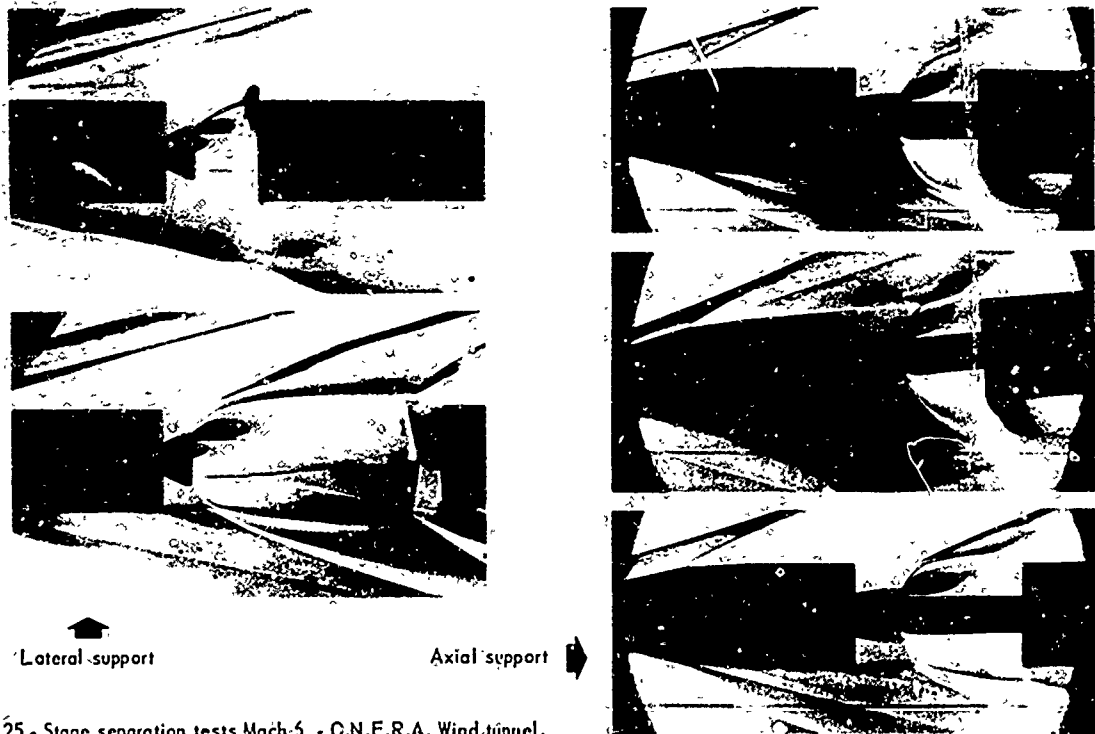


Fig. 25 - Stage separation tests Mach 5 - O.N.E.R.A. Wind tunnel.

### III,5 -- Vol hypersonique

a) La partie hypersonique du vol ascendant ( $5 < M < 10$ ), est effectuée à des nombres de Reynolds décroissants, avec influence croissante du phénomène d'interaction visqueuse, caractérisé par le paramètre  $\lambda = M^{-1} Re_L^{-1/2}$ . La figure 26 où est montrée l'influence de cet effet sur les traînées mesurées de la maquette "AGARD B", montre que l'accroissement de traînée est notable quand le paramètre excède  $10^{-2}$ . Revenant à la figure 25, on voit que dans le cas du Space Shuttle cette valeur correspond à des pressions cinétiques de l'ordre de 200 Pascals, et que le phénomène n'a pas grande conséquence.

b) Le vol de rentrée hypersonique de l'étage orbital a lieu au contraire dans des conditions telles que le paramètre  $\lambda$  est égal à  $7 \cdot 10^{-2}$  quand la pression cinétique est le dixième de la charge alaire, et est encore égal à  $1,5 \cdot 10^{-2}$  quand la pression cinétique est égale à la charge alaire. Il est connu que par une forme portante l'effet de l'interaction visqueuse est d'accroître la résistance en réduisant la portance, ce qui entraîne une détérioration notable de la finesse aérodynamique dans un domaine important du vol, et il faudra en tenir compte pour le calcul d'une trajectoire de rentrée manœuvrante. Des études aérodynamiques spéciales seront nécessaires dans ce domaine. Sur la figure 22 on rappelle à cette occasion les limites des nombres de Mach et de Reynolds des souffleries hypersoniques actuelles\*, on peut voir que leurs nombres de Reynolds jugés habituellement faibles, les qualifient pour ce type d'essais.

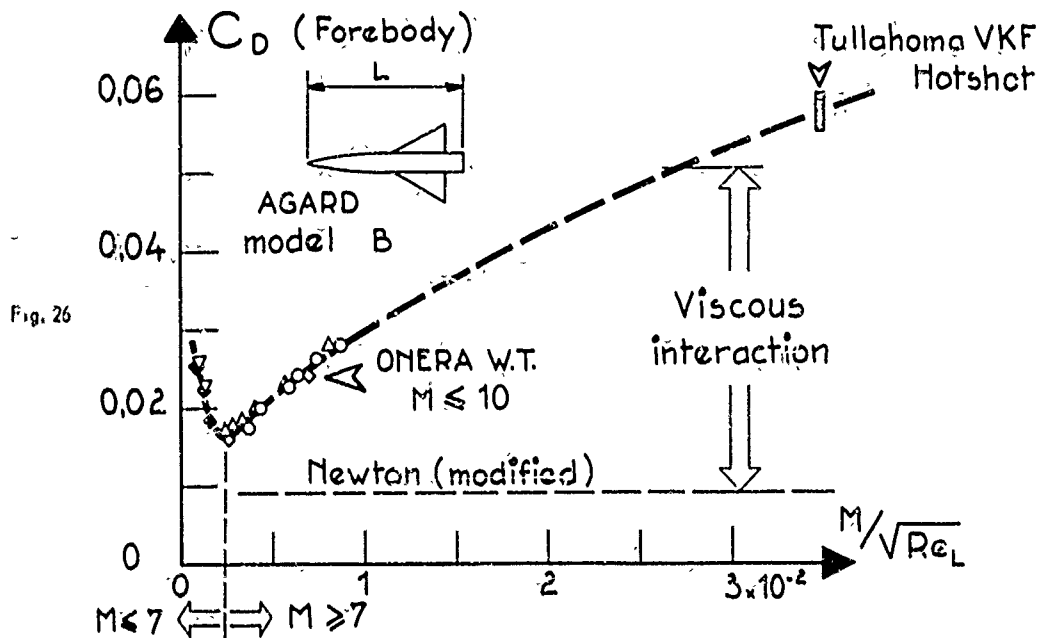


Fig. 26

\* On a volontairement écarté de cette représentation des installations à grands nombres de Reynolds, telles que la soufflerie à choc de Convent, le tunnel de tir de l'AEDC, et les souffleries à hélicon de Ames, où les essais de formes portantes élancées sont difficiles, impossibles, ou d'intérêt discutable, respectivement.

#### IV - EFFETS AÉRODYNAMIQUES DE L'ÉLASTICITÉ

Une caractéristique commune aux véhicules hypersoniques sustentés actuellement proposés comme "Space Shuttle" est leur grande dimension combinée avec un poids de structure le plus faible possible, pour aller en orbite avec deux étages seulement. Cette exigence aura pour résultat une structure très élastique, notamment dans l'ambiance thermique de l'hypersonique. On a rencontré ces dernières années des problèmes soulevés par des différences entre les caractéristiques aérodynamiques prévues pour des véhicules aériens à partir de l'essai en soufflerie de maquettes rigides, et celles démontrées en vol. La figure 27 illustre le degré d'élasticité d'un avion de grandes dimensions tel que le C-5A-Galaxy : la photographie supérieure montre l'avion en vol horizontal (1 g) alors qu'il peut voler à "2,5 g". A cause de la flèche, les facteurs de charge variables imposent à l'aile des vrillages également variables dont l'influence sur les moments de tangage peut être prévue, si l'on connaît les déformations correspondantes. Un autre exemple encore plus frappant d'un tel couplage

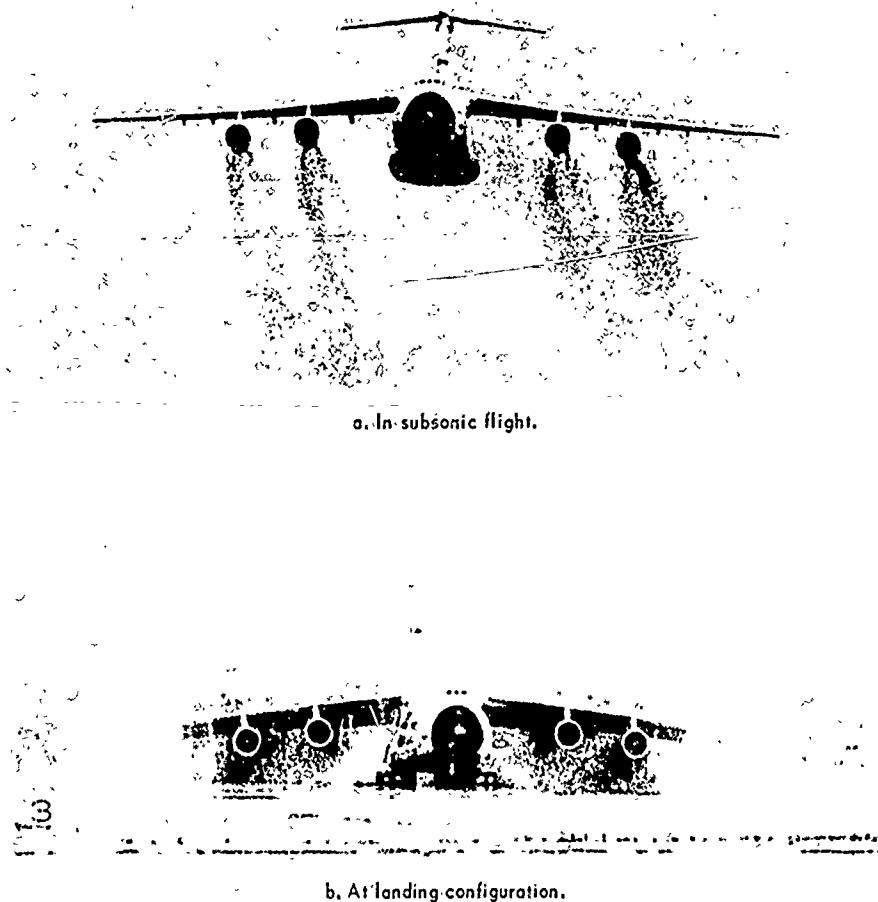


Fig. 27 - Heavy logistic air plane lockheed C-5A observed wing-elasticity.

élastique a été trouvé lors des vols du X.B.70A, réf. [5] à [7]. La figure 28 montre que le roulis induit par le dérapage ( $C_{\eta\beta}$ ) est bien prévu par les essais en soufflerie, et que les effets aéroélastiques sont même sur-correctés ; mais l'une des caractéristiques les plus difficiles à prévoir sur un grand avion, est le lacet inverse induit par le braquage des ailerons :  $C_{\eta\delta}$ . Pour le X.B.70 les  $C_{\eta\delta}$  prévus étaient positifs à tous les nombres de Mach, tandis qu'en vol on trouva des valeurs négatives pour  $M > 0,90$ , et pour toutes les valeurs de braquage du bout d'aile pivotant. Les effets de lacet inverse les plus marqués furent rencontrés en vol à  $M = 0,95$  ; la figure 29 détaille l'influence de l'incidence à ce nombre de Mach et met en évidence le désaccord entre les tendances attendue et observée ; bien que certains facteurs aient contribué à ce désaccord, tels par exemple une valeur de  $C_{\eta\delta}$  trop simplifiée déduite d'essais en soufflerie trop peu nombreux, et la différence d'ordre de grandeur des nombres de Reynolds en soufflerie et en vol, on pense que la majeure partie du désaccord provenait de la déformation des dérives sous l'effet combiné des charges aérodynamiques et d'inertie. Il faut remarquer à cet égard que cet avion volait à  $M = 0,95$  à l'altitude de 9 km, qui sera aussi celle du Space Shuttle lors de son passage à ce nombre de Mach.

Il est bien connu que les domaines d'écoulement transsonique sont les plus sensibles à de très faibles variations de formes ; mais des problèmes d'aérodynamique dus à des déformations sous charge ont été également rencontrés sur des véhicules hypersoniques. Un exemple en est fourni sur la figure 30, extraite de la réf. [9]. Le problème fut soulevé par l'un des premiers vols Apollo en orbite terres

tre, lorsqu'on observa une différence notable entre les angles d'équilibre prévus et attendus. Après avoir successivement suspecté un "effet de Reynolds", puis un "effet de Mach", on trouva finalement que les déformations sous charge du bouclier thermique, entre les six membrures qui le supportent à sa face interne, pouvaient expliquer les différences observées. Une maquette "correcte" représentant les déformations sinusoïdales sous charge, fut construite et essayée, et les nouvelles courbes d'incidences d'équilibre, établies à partir de ces nouveaux essais passent exactement au milieu des points de vol.

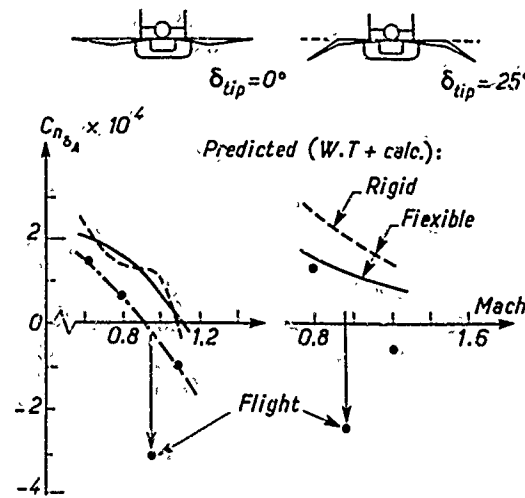


Fig. 28 - X.B.70.A airplane; influence of the flexibility on the aileron-induced yaw-derivative.

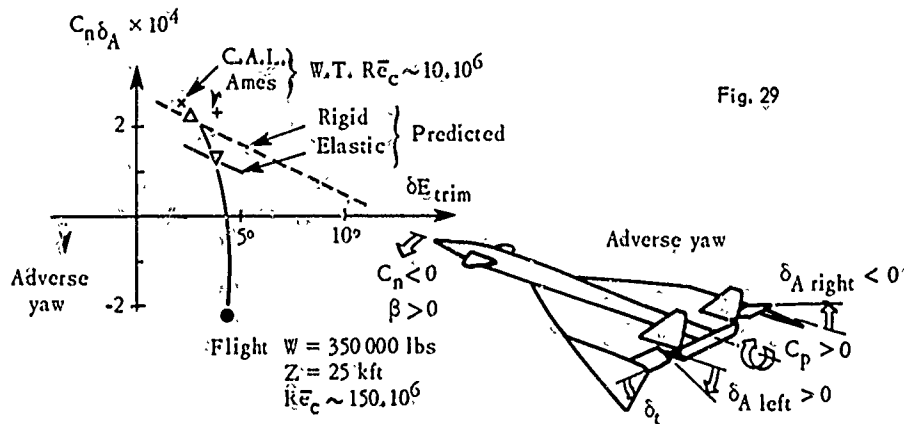


Fig. 29

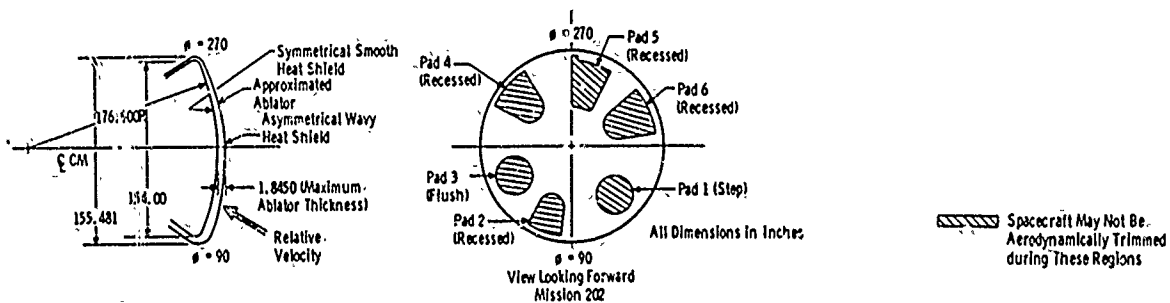
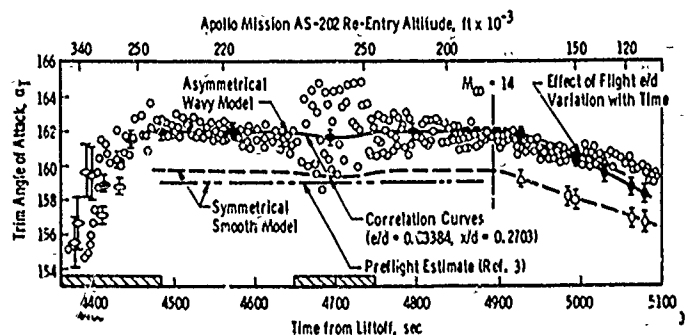


Fig. 30 - Apollo heatshield waviness influence on trim angle of attack.



## V - PROBLÈMES FONDAMENTAUX

### V.1 - Problème des gouvernes

Le problème de l'efficacité et de l'échauffement des gouvernes aérodynamiques lors de la rentrée hypersonique d'un planeur volant à des incidences élevées, est reconnu comme très difficile : en partie à cause des champs d'écoulement visqueux et non visqueux sur les formes compliquées proposées, en partie à cause des capacités réduites de simulation des souffleries hypersoniques actuelles.

Mais même dans le cas d'un avion hypersonique, ayant une aile mince et relativement plane, à bords d'attaque aigus, et volant aux incidences faibles pour réaliser la meilleure finesse aérodynamique, le problème existe. Le vol sustenté d'un avion de 60 mètres de longueur, ayant une charge alaire normale, correspond, même à Mach 10, à des nombres de Reynolds très élevés, auxquels correspondent des couches limites turbulentes sur la presque totalité des surfaces. Par ailleurs on sait que les couches limites hypersoniques sont épaisses, et l'on peut se demander si la simple considération de chocs obliques pour calculer l'écoulement sur les gouvernes braquées est valable. On peut penser au contraire que la couche limite existant au niveau de l'axe de la gouverne régit en fait la compression et la détente sur ses faces.

Malheureusement l'essai en soufflerie de petites maquettes conduit le plus souvent à observer des décollements laminaires sur les gouvernes braquées. La figure 31 a regroupé un certain nombre d'observations expérimentales de décollements sur des surfaces braquées : on peut observer deux groupes bien séparés, lorsque le facteur  $\alpha_i/\sqrt{M_\infty}$  est porté en fonction du nombre de Reynolds à l'axe de la gouverne.  $\alpha_i$  est l'angle de braquage le plus faible pour lequel le décollement est observé,  $M$  le nombre de Mach à l'extérieur de la couche limite avant la gouverne. On peut observer qu'aux conditions du vol ( $Re > 10^7$ ) et  $M \approx 10$  par exemple, des braquages de plus de  $25^\circ$  sont possibles sans décollement de la couche limite turbulente ; dans les conditions usuelles des souffleries à  $M > 7$ , en présence des couches limites laminaires à  $Re_L \sim 10^6$  les braquages possibles sans décollements sont limités à quelques degrés ; voir par exemple les réf. [16] et [17].

Il est possible dans une certaine mesure, de hâter la transition par des rugosités, mais il a été montré - réf. [9] - que les dimensions requises pour ces rugosités augmentent avec le nombre de Mach, et qu'elles perturbent alors l'écoulement extérieur.

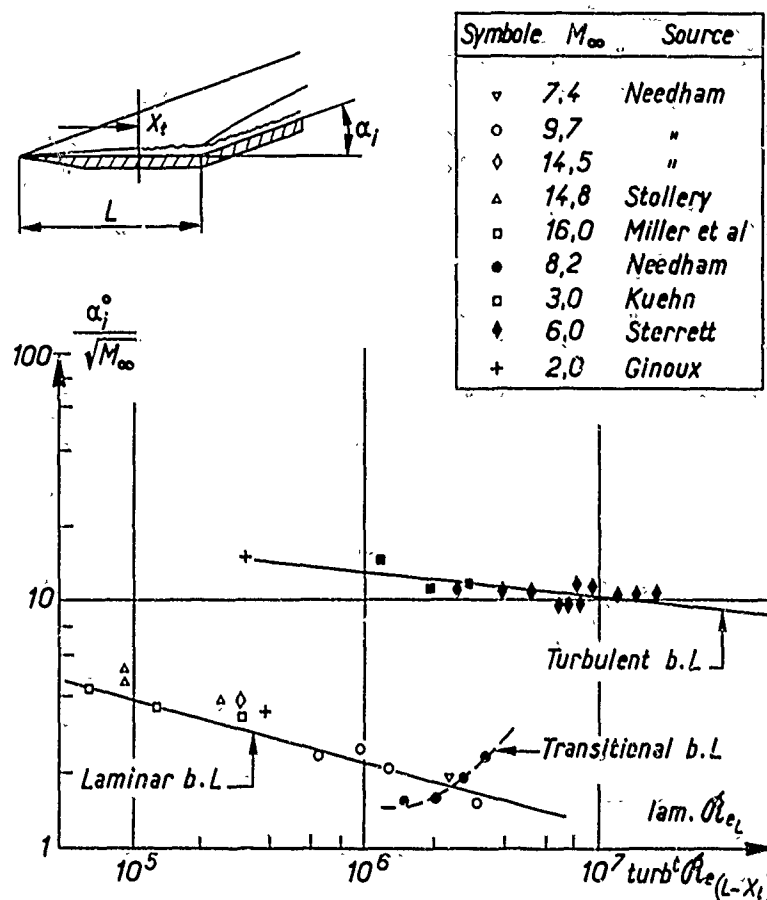


Fig. 31 - Maximum deflection angle of a flap before separation of the boundary layer ( $\alpha_i$ ).



Une meilleure façon de prédire le processus de recompression d'une couche limite épaisse sur une gouverne a été recherchée, réf. [19]. Elle consiste, selon le schéma de la figure 32 à considérer que la couche limite qui aborde le volet est un écoulement rotationnel non visqueux, auquel on applique la théorie des caractéristiques. Dans le cas présent les propriétés de la couche limite sont écrites en des points discrets distribués le long d'une ligne caractéristique descendante. On néglige une sous couche où le nombre de Mach est inférieur à une certaine valeur supersonique.

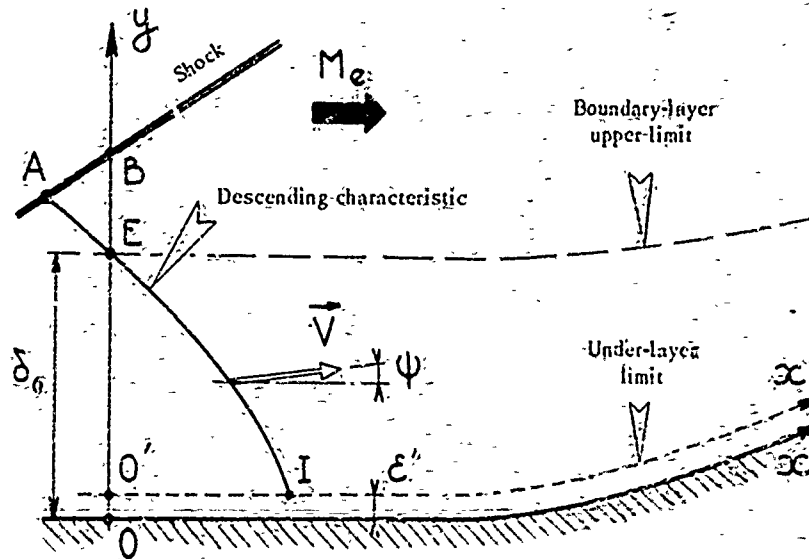


Fig. 32 - Compression of a turbulent boundary-layer on a ramp.  
Scheme of the computation by the method of characteristics.

La figure 33 compare les compressions observée et calculée sur un volet braqué à  $15^\circ$  à Mach 9,8 et à des nombres de Reynolds allant de  $13 \cdot 10^6$  à  $20 \cdot 10^6$ . On peut observer un excellent accord entre les mesures et les valeurs théoriques ; les deux indiquent une compression très progressive de la couche limite épaisse, ce qui en résulte pour le volet une efficacité très inférieure à celle qui serait prévue par la seule considération d'un choc oblique en écoulement non visqueux. Cette méthode permet ainsi, même avec une estimation grossière du nombre de Reynolds du vol, de donner une bonne première approximation de l'efficacité d'un volet aux vitesses hypersoniques, pourvu que l'écoulement extérieur à la couche limite soit également connu.

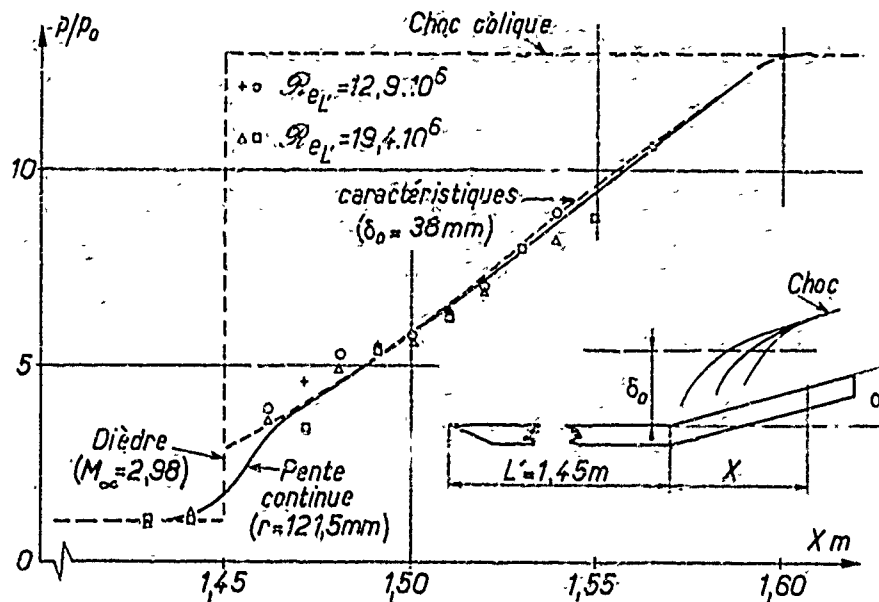


Fig. 33 - Plaque longue, recompression sur le volet ( $\alpha = 15^\circ$ )  $M_\infty = 9.80$

## V,2 - Problèmes de couche limite

Même dans le cas le plus simple des plaques planes, les propriétés physiques exactes des couches limites sont loin d'être complètement comprises, comme on peut en juger par le flux constant de travaux publiés sur ce sujet. La prévision du développement de couches limites tridimensionnelles sur des formes portantes est encore plus ardue. Or la connaissance même approchée des couches limites locales sur le véhicule sera nécessaire, non seulement pour prévoir l'efficacité des gouvernes, comme on vient de le voir, mais aussi pour évaluer la distribution des flux thermiques sur l'ensemble du véhicule.

A cet égard le problème de la transition aux vitesses hypersoniques devra recevoir une nouvelle impulsion car il intéresse les contraintes thermiques d'une structure métallique non-ablative. La connaissance des valeurs numériques de ces flux est nécessaire pour fixer les isolations nécessaires des réservoirs cryogéniques, dans le cas de structures où obtenir la meilleure efficacité structurale sera une exigence cruciale\*. L'état des recherches européennes sur les couches limites hypersoniques a été l'objet d'un recensement récent par R. Michel dans la réf. [20], où il apparaît qu'elles sont très actives et propres à contribuer de façon significative au développement de véhicules hypersoniques.

Le comportement des couches limites hypersoniques en présence de gradients de pression adverses est d'égale importance pour comprendre les difficultés attendues soulevées par les décollements induits par les jets éclatés ou les ondes de choc, et pour prévoir les phénomènes sur des surfaces peut-être importantes intéressées par ces décollements. Cette étude retient une grande attention, et les processus de base des phénomènes de décollement et recollement ont concentré l'intérêt aux USA (Korst) aussi bien qu'en France où les bases théoriques, illustrées par de nombreux exemples, ont été expliquées dans la réf. [21]. Cette référence contient également une importante bibliographie internationale.

Toutes ces études sont cependant à un niveau très fondamental, concernant par exemple le problème de la transition en hypersonique, il faudra entreprendre des études sur des configurations réalistes de véhicules.

## VI - ÉCHAUFFEMENT CINÉTIQUE EN INCIDENCE

Il est bien connu que l'échauffement cinétique de formes tridimens. telles élançées, en incidence, est difficilement calculable. Même pour des formes de révolution en incidence les prévisions théoriques sont décevantes\*\*. La figure 34 représente la pointe avant d'un fuselage émoussé, de demi angle  $5^\circ$ , en incidence. La strioscopie a été réalisée à Mach 10 et  $10^\circ$  d'incidence. Les cercles dessinés sur

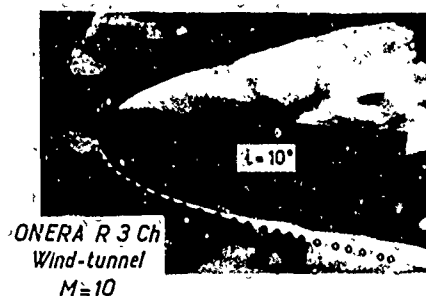
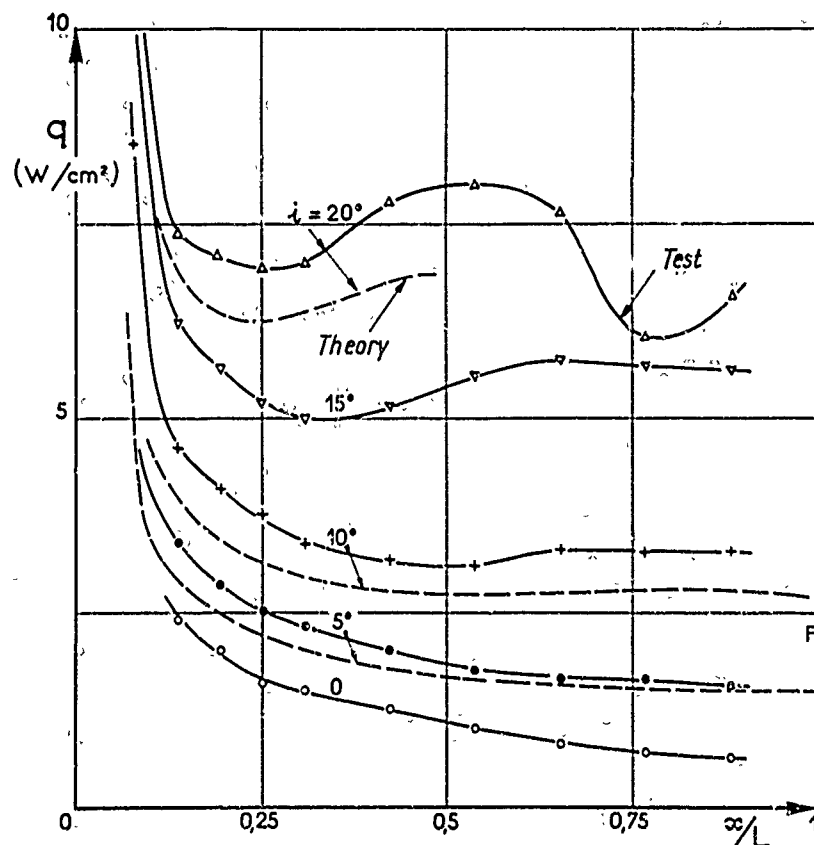


Fig. 34 - Kinetic heating of a blunted small-angle cone at angle of attack (windward center line).

\* Cette exigence est beaucoup moins sévère pour les protections ablatives des ogives balistiques, car elle est englobée dans d'autres exigences militaires. En fait des marges de sécurité supérieures à 2 sont courantes sur les épaisseurs d'ablateur nécessaires. Un tel poids mort est évidemment inacceptable pour un avion.

\*\* Cette ignorance n'a pas eu de répercussion sur le développement de ogives balistiques, où la période d'échauffement sévère commence pratiquement après

l'onde de choc sont issus d'un calcul par la méthode dite de "Babenko", méthode numérique tridimensionnelle très puissante, exposée dans [11]. La connaissance des conditions aérodynamiques à la paroi permettent de calculer l'échauffement sur la partie inférieure, et l'accord avec les échauffements mesurés y est assez bon, même à 20° d'incidence. (Pour cette incidence le calcul numérique a été arrêté à  $x/L = 0,45$  quand le programme a constaté une pression négative sur la partie supérieure du corps). La figure 35 représente les taux d'échauffement sur la partie centrale supérieure. La strioscopie montre que la forme du choc calculée est en bon accord avec celle observée, même à cette incidence élevée. Les transferts de chaleur mesurés, au contraire, s'écartent de ceux calculés quand  $i > 10^\circ$ . Des visualisations de l'écoulement à la paroi ont montré qu'à ces incidences, il est marqué par la présence d'une paire de tourbillons originaires de la couche limite décollée. Il est important de noter qu'entre ces tourbillons la couche limite sur la partie supérieure-centrale n'est pas décollée, mais est fortement amincie par la divergence des lignes de courant pariétales. Il en résulte un échauffement relativement intense, qui est à 15° ou 20° d'incidence, voisin de celui observé à la partie inférieure à l'incidence de 5°.

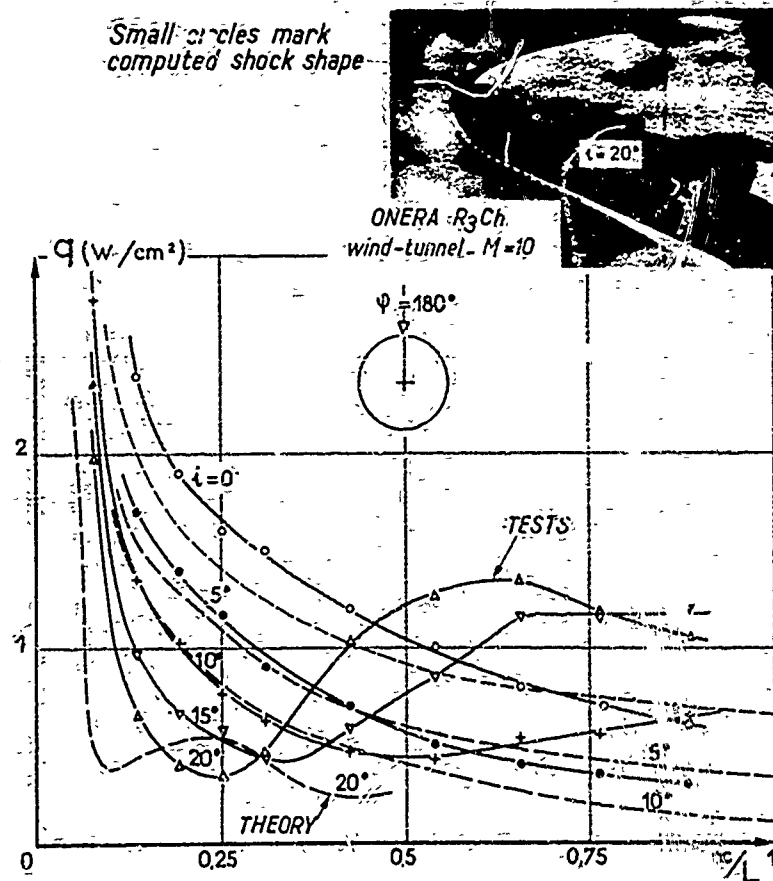


Fig. 35 - Kinetic heating of a blunted small-angle cone at angle of attack (Lee ward center line).

Des types d'écoulement tourbillonnaire voisins peuvent être escomptés sur l'extrados d'ailes à profil élançées en incidence, les échauffements correspondants sont difficiles à évaluer et devront être estimés par des recherches expérimentales, de préférence en présence de couches limites turbulentes, pour se rapprocher du cas réel de véhicules normalement dimensionnés. Un exemple d'une telle étude, propre à conduire à une meilleure compréhension des phénomènes physiques sera trouvée dans les références [18] et [19].

## VII - QUELQUES CONSIDÉRATIONS DE PRIX

### VII.1 - Développement des moteurs hypersoniques aérobies

On sait que le développement des nacelles motrices pour un transport supersonique actuel est une tâche formidable, exécutée à grands frais. En dehors du développement du moteur lui-même, les essais à différentes échelles d'entrée d'air à géométrie variable, optimisées pour les différentes parties de la mission occupent de nombreuses souffleries pratiquement à plein temps. Adapter les meilleures configurations aux caractéristiques des moteurs envisagés, dans toutes les configurations de vol, incluant les pannes, et en vraie grandeur, est une spécification absolue. La figure 36 montre deux phases de ce développement, pour les entrées d'air du bombardier américain XB70A. A gauche de la figure, l'essai d'une demi-entrée en présence d'un élément d'apex, de l'aile, et en représentant la chambre de tranquillisation commune au groupe de 3 moteurs, eux même simulés par trois éjecteurs indépendants, exigea une maquette au 1/4 ; l'autre phase d'accordage de l'entrée d'air à un moteur réel demanda l'essai à l'échelle 1/3 (ou au 1/3 en débit masse).



Wind-tunnel testing of the propulsion system.



a. Aerodynamic research of the air inlet on a 1/4 scale model.



b. Compatibility test of a complete air inlet/engine system, 1/3 flow-scale-model in the A.E.D.C. propulsion wind-tunnel.

Ref: A.I.A.A. paper 65-571

Fig. 36 - North-american XB-70A air plane.

Ce type d'essais fait appel à des souffleries de propulsion qui sont les plus grandes existantes. Leur prix est en fait ce qui limite leurs dimensions, il n'en existe pas de cette taille pour les nombres de Mach hypersoniques, et les moteurs à développer pour un avion hypersonique auraient necessairement des dimensions telles qu'on les puisse essayer dans des installations existantes, la poussée necesse à l'avion serait obtenue en les montant en grappes, avec les problèmes correspondants. Les mêmes remarques s'appliquent au développement des ejecteurs, avec la necessite supplémentaire de représenter un écoulement extérieur non uniforme correspondant au vol en incidence, ce qui est encore négligé pour les essais supersoniques.

Tout ceci, même sans évoquer les problèmes de structure chaude, explique pourquoi la création d'avions hypersoniques aérobieux paraît repoussée vers un futur de moins en moins défini, et pourquoi ont été explorées des approches différentes du problème d'un système de transport rapide à grande distance.

## VII,2 - La navette spatiale (Space Shuttle)

De grandes fusées, capables de mettre plus de 130 tonnes en orbite basse, et d'avoir déposé des hommes sur la Lune, et de les avoir ramenés sur terre, viennent de démontrer qu'elles sont sûres et disponibles.

L'idée est alors séduisante de bâtir sur leur technologie une nouvelle fusée récupérable, au lieu de s'épuiser à pousser les avions jusqu'à l'hypersonique.

Cette façon de voir, et les raisons sous-jacentes aux récentes propositions d'une navette spatiale sont discutées dans les réf. [12], [13] et [14]. Les chiffres suivants et quelques remarques importantes en sont extraits.

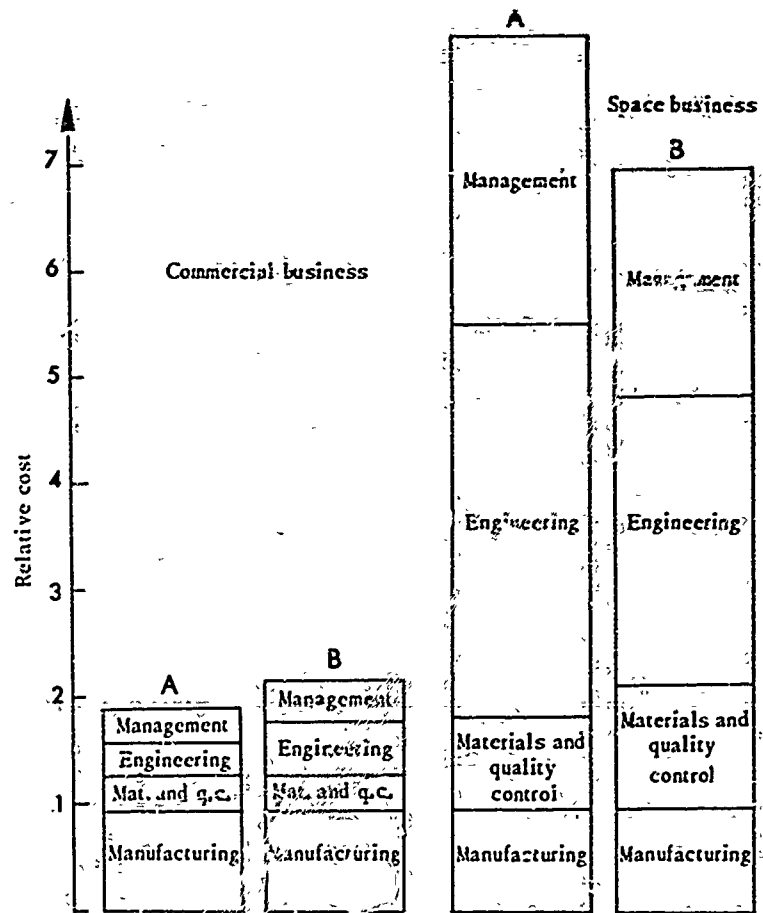
Pour avoir une idée de l'intérêt de récupérer les fusées spatiales il est intéressant de noter que Saturn V coûte le double du transport logistique lourd C5A, pour le même poids sec. Charles Mueller [14] remarque "... évidemment, si nous dépensions la plus grande partie d'un C5A sur chaque vol New York - Tokyo, le billet serait cher."

Autre point, chaque livre de véhicule spatial inclut beaucoup plus d'administration de bureau d'études et de contrôle, qu'une livre d'avion. La figure 37 compare les prix différents de la construction d'avions et de fusées aux USA. Deux compagnies différentes ont été choisies et dans chaque cas l'unité est le coût de fabrication. Ainsi en récupérant une livre de fusée, on récupère non seulement du matériel usiné, mais des services coûteux (software).

Le prix des sous-ensembles est très variables. la figure 38 montre que le prix du pied cubique est très élevé pour l'électronique, et le plus bas pour les réservoirs, qui sont moins coûteux que la structure. (Ce dernier rapport pourrait changer lorsque, pour une navette spatiale, les réservoirs ne constitueront justement plus l'essentiel de la structure comme c'est le cas pour les fusées d'aujourd'hui).

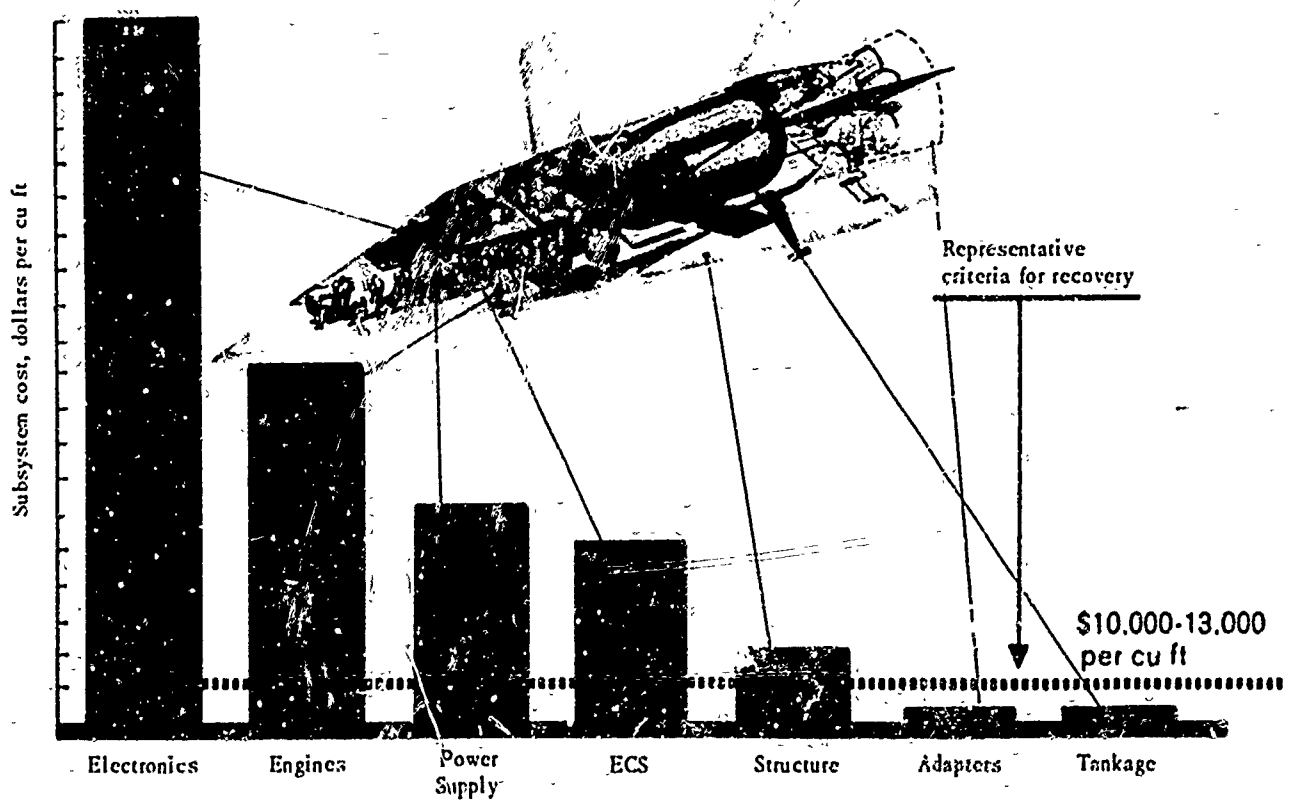
Ref. "Aeronautics and Astronautics"  
August 69

Fig. 37 - Comparative costs of building aircraft and spacecraft in the U.S.A. (two companies, denoted A and B).



Il a par ailleurs été déterminé, à partir d'études de la récupération des capsules Mercury et Gemini, que le coût global de récupération est assez proportionnel au volume récupéré, soit 10 600 à 13 000 dollars le pied cube. Ce critère, superposé sur la figure 38, montre que les seules parties indignes de la récupération seraient les sections intermédiaires et les grands réservoirs.

Ces remarques sont à la base de certaines conceptions de navette spatiale à réservoirs effectivement consommables.



### VII.3 — Impact du prix sur le type de propulseur fusée

Les fusées à poudre sont intéressantes, pour des prix de 1,5 à 2 dollars la livre, où le prix est, par rapport celui du matériel, un faible reste allant aux études ; mais les fusées à poudre\* ont le défaut intrinsèque de ne pas pouvoir être réutilisées (leur est éjectée, mais on en tire une autre) et se prêtent donc mal à la certification pour passager humain (on n'a pas le temps).

Ne considérant que les prix de production, les fusées à liquide peuvent se comparer aux fusées à poudre. Mais elles doivent adopter une grande partie de la population de directeurs de liaison (interface manager), inspecteurs, contrôleurs, experts de qualification, documentalistes et personnel d'opération qui peuplent actuellement les installations de test. Si une certaine partie de ces installations était à l'échelle, il faudrait se passer d'une partie de ce personnel à Cap Kennedy 30 000 personnes maintenant\*\* par an. Les coûts de revient en vol pour des salaires de 5-10\$ dollars, ce qui fait en moyenne 500 dollars la livre orbitée. Cette livre coûte environ 10 dollars pour 10 000 livres, et à peu près la moitié pour 100 000 livres. Mais lorsqu'on considère le développement possible d'un moteur à réaction hypersonique, on peut difficilement ne pas s'appuyer sur ces installations et cette technologie.

Dans cette situation très contradictoire, il apparaît que les solutions ne viendront pas de considérations purement techniques, mais plutôt d'options financières et politiques. Ces options détermineront le rythme de dépense dans l'espace, ce qui fixera le rythme d'activité spatiale. Ce régime d'activité déterminera à son tour l'intérêt de développer des véhicules réutilisables, par exemple si l'on peut tabler sur deux lancements par mois ; dans cette hypothèse, on escompte que l'investissement initial évalué au début de 1970 à 10<sup>10</sup> \$ — commencerait à payer des dividendes 10 ans après le premier lancement prévu en 1975.

Mais ces perspectives pourraient se révéler trop optimistes, si les études de nouvelles spécialités révèlent que les problèmes aérodynamiques du vol hypersonique soutenu avaient été grossièrement sous-estimés.

Manuscrit remis le 26 juin 1977.



\* comme les allumettes (remarque de Wernher von Braun)

\*\* Chiffre valable en 1969.

\*\*\* Le budget de la NASA est de 3,5 à 4 milliards de dollars. Elle espère consacrer en 1971 100 millions de dollars au Space Shuttle.

# REFERENCES

- [1] CÉRÉSUELA R. - *Aérodynamique d'un aéroplane propulsé à Mach 7*. *Avion. et Astron.* n° 23 (1967-6).
- [2] HUET C. - *Bilan propulsif jusqu'à Mach 7*. *Six semaines de travail sous une aile*. *Rech. Aérop.* n° 133 (nov.-déc. 1966).
- [3] GREENLESKY S.E. and BILLIG F.S. - *Investigation of an actively cooled leading edge for hypersonic rampjet engines*. *Journal of Aircraft*, vol. 5, n° 4 (July-August 1968).
- [4] MAYNARD L. HILL - *Materials for small radius leading edges for hypersonic vehicles*. *Journal of Spacecraft*, vol. 5, n° 1 (January 1968).
- [5] FRISCHL E. and TEELE E.S.S. - *Development of the XB-70-1 propulsion system*. *AIAA Paper 68-571*, (June 14-18 1968).
- [6] POTERS B.G. - *A review of transport handling qualities criteria in terms of preliminary XB-70 flight experience*. *NASA - TM X-1584*, (May 1968).
- [7] WOLGOWICZ C.H. and STRUTZ L.W. - *Preliminary flight evaluation of stability and control derivatives and dynamic characteristics of the winged XB-70-1 airplane including comparisons with predictions*. *NASA TND-4578*, (May 1968).
- [8] GUFFITH R.J. and BOYLAN D.E. - *Reynolds number and Mach number simulation of Apollo and Gemini re-entry comparison with flight*. *AGARD Conference Proceedings n° 30*, London, (May 1968).
- [9] POISSON-QUINTON Ph. et CÉRÉSUELA R. - *Efficacité et échauffement de gouvernes en hypersonique*. *Coincidence au 5ème Congrès ICAS*, Londres (septembre 1966), *Mc Millan*, (1967).
- [10] CÉRÉSUELA R. et COLLOMB J. - *Etude théorique et expérimentale de l'efficacité des gouvernes en hypersonique*. *VII Colloque d'Aérodynamique Appliquée - AFITAE Toulouse* (14 novembre 1969 - A paraître dans *Avion. et Astron.*
- [11] CÉRÉSUELA R., KRETZSCHMAR G. et REHBACH C. - *Etude théorique et expérimentale de l'échauffement hypersonique au tour d'un corps émoussé en incidence*. *AGARD - C.P. n° 30* Londres (1-3 mai 1968).
- [12] TISCHLER A.O. - *A commentary on low-cost space transportation*. *Astronautics and Aeronautics*, August 69.
- [13] TISCHLER A.O. - *A new leaf for space propulsion*. *Astronautics and Aeronautics*, (June 1965).
- [14] MUELLE G. - *The new future for manned spacecraft developments*. *Astronautics and Aeronautics*, March 1969.



# NATIONAL DISTRIBUTION CENTRES FOR UNCLASSIFIED AGARD PUBLICATIONS

Unclassified AGARD publications are distributed to NATO Member Nations through the unclassified National Distribution Centres listed below

RECEIVED  
NATIONAL TECHNICAL  
AUG 14 1972  
INFORMATION SERVICE

## BELGIUM

Colonel E. DALLEUR  
Coordination AGARD - V.S.L.  
Eisenhower Forces Administration  
Chemin de la Basse  
Place Duff, Brussels 3

## CANADA

Director of Scientific Information Services  
Defence Research Board  
Department of National Defence - "A" Building  
Ottawa, Ontario

## DENMARK

Director of Defence Research Board  
Oesterengade 10  
Copenhagen O

## FRANCE

D.N.E.R.A. (Director)  
29, Avenue de la Division Leduc  
92, Champs-Élysées

## GERMANY

Zentralstelle für Luftfahrtokumentation  
und Information  
Maria-Theresa Str. 21  
8 München 27  
Attn: Dr rer. nat. C. von CONSBURCH

## GREECE

Hellenic Armed Forces Command  
D-Branch, Athens

## IRELAND

Director of Aviation  
c/o Flugrad  
Reykjavik

## ITALY

Aeronautica Militare  
Ufficio del Delegato Nazionale a TAGARD  
3, Piazza Adlon  
Roma EUR

## LUXEMBOURG

Obtainable through BELGIUM

## NETHERLANDS

Netherlands Delegation to AGARD  
National Aerospace Laboratory, NLR  
Attn: Mr A.H. GEUDEKER  
P.O. Box 126  
Delft

## NORWAY

Norwegian Defense Research Establishment  
Main Library, c/o Mr P. LEKERN  
P.O. Box 25  
N-2007 Kjeller

## PORTUGAL

Direcção do Serviço de Matéria  
da Força Aérea  
Rua de Escola Politécnica 42  
Lisboa  
Attn of AGARD National Delegate

## TURKEY

Turkish General Staff (ARGE)  
Ankara

## UNITED KINGDOM

Defence Research Information Centre  
Station Square House  
St. Mary Cray  
Orpington, Kent BR5 3RE

## UNITED STATES

National Aeronautics and Space Administration (NASA)  
Langley Field, Virginia 23365  
Attn: Report Distribution and Storage Unit

If copies of the original publication are not available at these centres, the following may be purchased from:

Microfiche or Photocopy	Microfiche	Microfiche
National Technical Information Service (NTIS) 5285 Port Royal Road Springfield Virginia 22151, USA	ESRO/ELDO Space Documentation Service European Space Research Organization 114, Avenue Charles de Gaulle 92, Neuilly-sur-Seine, France	Technology Reports Centre (DTI) Station Square House St. Mary Cray Orpington, Kent BR5 3RE England

The request for microfiche or photocopy of an AGARD document should include the AGARD serial number, title, author or editor, and publication date. Requests to NTIS should include the NASA accession report number.

Full bibliographical references and abstracts of the newly issued AGARD publications are given in the following bi-monthly abstract journals with indexes:

Scientific and Technical Aerospace Reports (STAR)  
published by NASA,  
Scientific and Technical Information Facility,  
P.O. Box 33, College Park,  
Maryland 20740, USA

United States Government Research and Development  
Report Index (USGDR), published by the  
Clearinghouse for Federal Scientific and Technical  
Information, Springfield, Virginia 22151, USA

